В. А. ПАВЛОВ

ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ
ЕГО ПРОЯВЛЕНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ

СУДПРОМГИЗ
1961

В. А. ПАВЛОВ · ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ

В. А. ПАВЛОВ

ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ, ЕГО ПРОЯВЛЕНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ



ГОСУДАРСТВЕННОЕ СОЮЗНОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
СУДОСТРОИТЕЛЬНОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Ленинград
1961

Книга в популярной форме знакомит читателя с сущностью гироскопического эффекта, наблюдаемого у быстро вращающегося волчка; рассказывает о проявлениях этого эффекта в окружающей нас природе и в применяемых нами машинах-орудиях, а также об его использовании в различных областях техники.

Книга предназначена для учащейся молодежи средних школ, ремесленных училищ и техникумов. Она вполне доступна читателю, знакомому с элементарными основами механики. Книга может быть полезна рабочим приборостроительной промышленности и студентам высших и средних учебных заведений, избравшим своей специальностью изучение гироскопических приборов и устройств.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Развитие автоматики, наблюдаемое за последние десятилетия во всех отраслях народного хозяйства, оказало решающее влияние на широкое использование в технике интереснейших свойств быстро вращающегося волчка.

Пройдя многовековой путь от простой игрушки до сложнейших приборов, получивших название гироскопических, волчок по праву занял одно из ведущих мест среди выдающихся достижений новейшей техники. С помощью таких устройств совершаются слепые полеты самолетов и выдерживаются заданные направления движения судов в открытом море. Используя гироскопический эффект вращающихся роторов, получают возможность уменьшить качку судна при волнении на море и колебания автомобиля при езде по неровной дороге. Гироскопический эффект обеспечил устойчивое движение велосипедов, мотоциклов и мотороллеров. Использование свойств быстро вращающегося волчка позволило создать однорельсовую железную дорогу, двухколесный автомобиль и много других интереснейших машин.

Современные гироскопические приборы облегчают труд разведчиков недр. Применение их значительно сокращает время геологоразведочных работ, обеспечивает более точное выполнение производственных процессов и т. д. С помощью гироскопических приборов производятся измерения угловых и линейных перемещений самолетов, судов, ракет и любых других подвижных платформ и определяется их местоположение в любой момент времени.

Указанное многообразие выполняемых функций обеспечило использование гироскопа в качестве необходимого элемента во многих системах автоматического управления. Целью настоящей работы является желание рассказать нашей любознательной моло-

дежи о природе гироскопического эффекта, его проявлениях и способах использования в технике.

Автор приносит благодарность профессорам Г. Д. Блюмину, Н. В. Бутенину, С. С. Рывкину и доц. С. А. Понырко за ценные замечания, сделанные ими при просмотре рукописи.

Отзывы автор просит присылать по адресу: Ленинград, Д-65, ул. Дзержинского, 10, Судпромгиз.

ГЛАВА I

ПОЧЕМУ ТЕХНИКИ ЗАИНТЕРЕСОВАЛИСЬ ВОЛЧКОМ

§ 1. Развитие мореплавания

С древнейших времен люди селились по берегам рек и озер, используя их водные просторы для сообщения между отдельными племенами. Плавая по рекам и озерам, они определяли пройденный путь по наиболее характерным особенностям берегов. Населенные пункты, возвышенности и овраги, лесные массивы и отдельные деревья, слияния и разветвления рек использовались человеком для уточнения своего местонахождения. Отмеченные особенности местности, так называемые ориентиры, передавались из одного поколения в другое, способствуя освоению речных путей.

Продвигаясь вдоль рек, люди выходили на морские просторы. Первоначально они плавали лишь вдоль берегов, отмечая на них наиболее характерные ориентиры. В тех случаях, когда естественных ориентиров на берегу не оказывалось, возводились искусственные сооружения, остатки которых до сих пор стоят на многих морских побережьях. Особенно большое количество стариннейших мореходных ориентиров, созданных людьми в виде огромных груд валунов, башен, высоких крестов и т. д., сохранилось на берегах наших северных морей.

Однако продвижение по морю лишь вдоль побережья не могло удовлетворить потребностей человека. Поиски рыбы, охота за морским зверем, торговля, военные походы заставляли уходить в открытое море, все дальше и дальше от родных берегов. Дошедшие до нас письменные документы и археологические находки говорят о том, что за несколько веков до нашей эры китайские мореплаватели проложили путь на Японские и Филиппинские острова, а индусские племена — на Борнео, Суматру и Яву. Народы Мессопотамии, Египта, Палестины, Византии, Карфагена и Рима плавали по Средиземному, Красному и Аравийскому морям.

С первых же веков нашей эры на морях, омывающих берега Европы, начали появляться славяне. Как свидетельствуют исторические памятники VI—VII вв., уже в те времена славяне совершали неоднократные походы по Каспийскому морю в Персию и по

Черному к его южным берегам и в Константинополь. Старинные летописи рассказывают о походах славян и по Средиземному морю на остров Крит, в Италию и Андалузию. Поморские славяне, поселившиеся на берегах Белого и Баренцова морей, совершали смелые походы и на Восток и Запад. Часто в поисках морского зверя охотники уходили в открытое море за сотни километров. В результате таких походов были проложены пути, начинавшиеся в Белом море, шедшие вокруг Скандинавии в Балтийское и через Югорский Шар и Карское море в устье Оби. Примерно в те же времена русские поморы через Баренцово море, которое они называли Студеным, проложили путь на Грумант (ныне о. Шпицберген), у берегов которого вели китобойный и тюлений промыслы. Смелые энергичные люди шли на освоение безбрежных просторов морей и океанов. Но чем дальше они уходили в открытое море, тем сложнее становилось определение местоположения корабля. Среди морских просторов уже не могли быть использованы береговые ориентиры, и для определения своего местоположения мореходам приходилось создавать специальные приборы.

§ 2. Географические координаты

Какими же способами могло быть определено местоположение корабля в открытом море? Как известно, Земля, имея форму шара (рис. 1), непрерывно вращается в мировом пространстве. Ось вращения Земли проходит через ее центр $O_З$ и пересекает земную поверхность в двух точках: N — северного и S — южного географических полюсов.

Плоскость, проходящая через центр Земли $O_З$ перпендикулярно к земной оси NS, называется плоскостью географического экватора. Она делит земной шар на северное и южное полушария. Линия пересечения плоскостью экватора земной поверхности носит название экватора. Если параллельно плоскости экватора провести вторую плоскость, носящую название плоскости параллели, то линию, образующуюся при ее пересечении с земной поверхностью, принято называть параллелью.

Через любую точку A на земной поверхности можно провести свою параллель, расстояние которой от плоскости экватора называется широтой точки и измеряется углом φ, составляемым радиусом $O_зA$, проведенным из центра Земли в точку A, и плоскостью экватора. Правда, здесь надо иметь в виду, что углом φ будет измеряться широта двух точек: A и A', одна из которых расположена в северном, другая в южном полушарии. Широты, лежащие между экватором и северным географическим полюсом N, принято называть северными в отличие от южных широт, расположенных между экватором и южным полюсом S.

Угол географической широты φ еще не дает определенного представления о местоположении точки A на земной поверхности, так

как на такой же широте будут расположены все точки данной параллели. Чтобы уточнить положение точки A на данной параллели, земной шар мысленно рассекают плоскостью, проходящей через данную точку A, центр Земли $O_З$ и оба географических полюса N и S. Такая плоскость называется плоскостью меридиана, а линия пересечения ею земной поверхности — меридианом данной точки.

Для производства отсчетов меридиан, проходящий через один, вполне определенный пункт земной поверхности, условно стали называть главным, или нулевым. Таким принято считать меридиан, проходящий через Гринвичскую астрономическую обсерваторию в Англии.

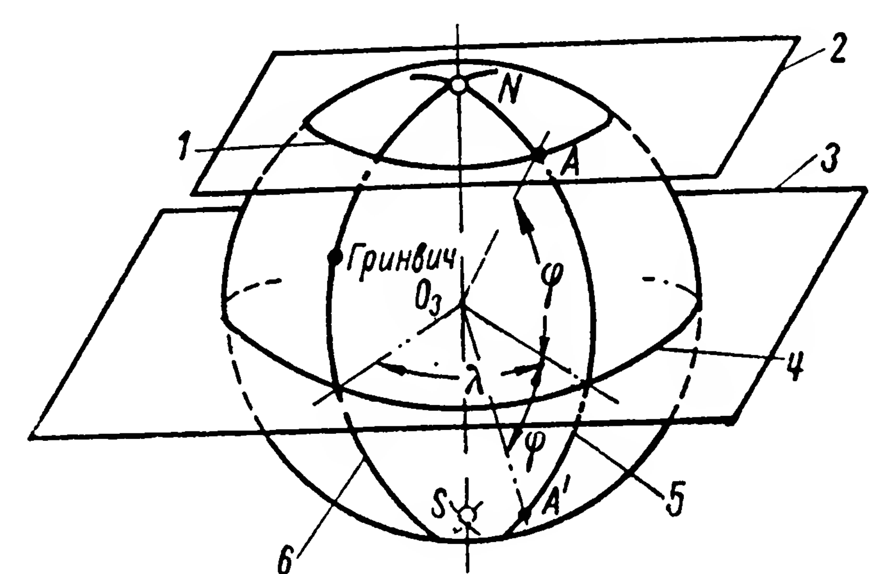


Рис. 1. Географические координаты

1 — параллель, или широта точки A; *2* — плоскость параллели; *3* — плоскость экватора; *4* — экватор; *5* — меридиан точки A; *6* — главный меридиан.

Положение меридиана любой точки A земной поверхности определяется величиной угла λ, носящего название угла географической долготы, отсчитываемого от главного меридиана либо в восточном, либо в западном направлении.

Местонахождение любой точки на земной поверхности определяется величинами углов φ и λ, являющимися ее географическими координатами. Следовательно, местонахождение, например, корабля на земной поверхности будет точно определено, если известны географические координаты той точки земной поверхности, в которой он находится в данный момент.

§ 3. Методы определения географических координат в открытом море

Солнце и звезды с давних времен являются естественными ориентирами для определения местоположения судна. Нам, находящимся на земной поверхности, все небесные светила кажутся как бы расположенными на окружающей земной шар небесной сфере (рис. 2), центр которой представляется совмещенным с центром Земли $O_З$. Точки P_N и P_S, в которых земная ось пересекает небесную сферу, получили название северного и южного полюсов мира.

Среди множества небесных светил имеются звезды, расположенные на небесной сфере в непосредственной близости от полюсов мира. Наиболее близкой к северному полюсу мира P_N является Полярная Звезда L. Луч $O_ЗL$, проведенный в ее направлении из центра Земли $O_З$, составляет с осью P_NP_S, называемой осью мира, угол около 1°. По положению Полярной Звезды над плоскостью горизонта, касательной к земному шару в выбранной точке A на

его поверхности, мореплаватели определяют в ночное время географическую широту судна.

Так как Полярная Звезда удалена от Земли на столь большое расстояние, что диаметр Земли по сравнению с расстоянием O_3L представляется точкой, то направление AL на Полярную Звезду из любого пункта A Земли практически можно считать параллель-

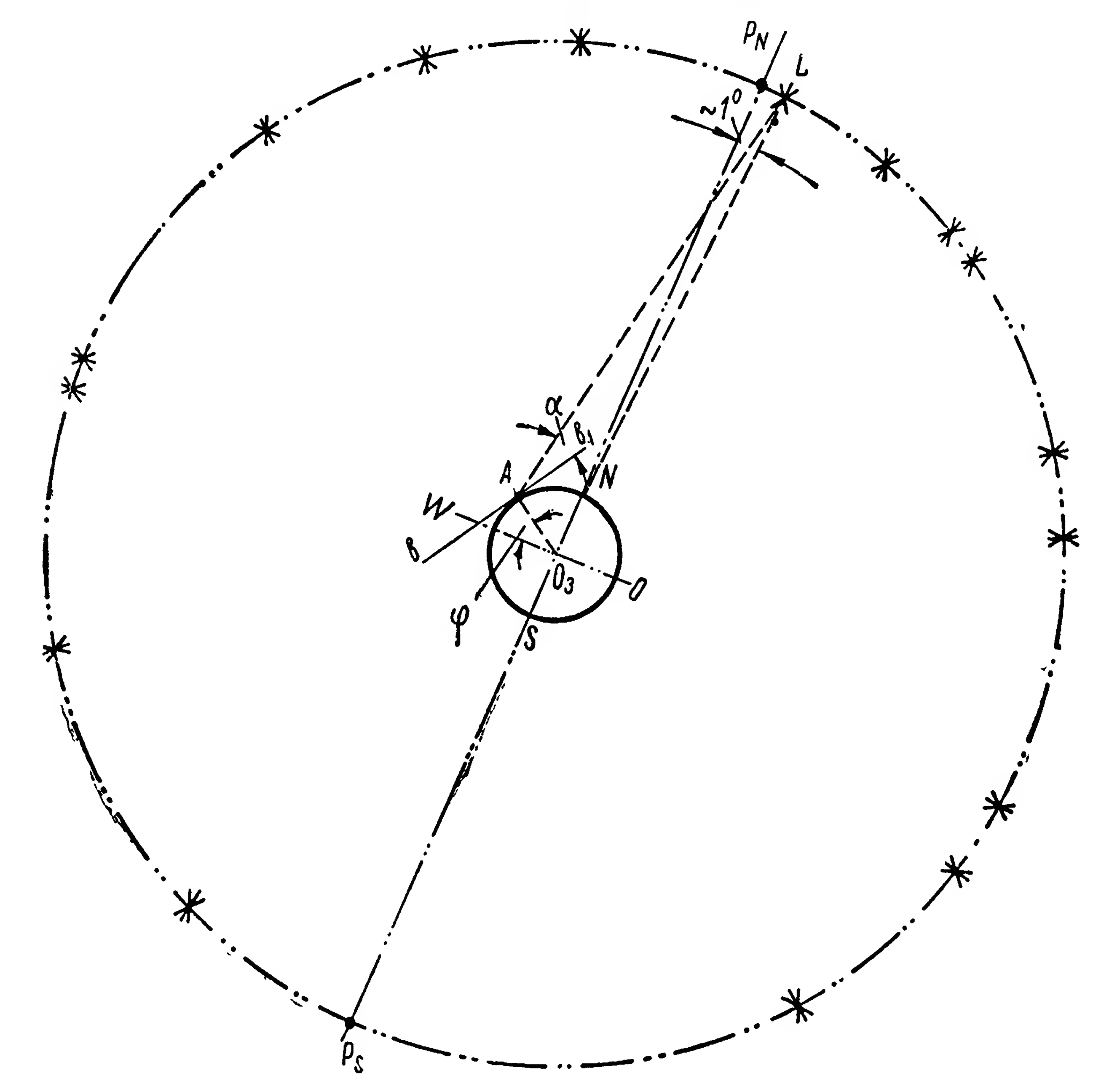


Рис. 2. Схема определения широты места

ным оси мира P_NP_S. Тогда для определения географической широты φ точки A достаточно измерить угол α между направлением AL из точки A на Полярную Звезду L и плоскостью горизонта bb_1. Действительно, вследствие взаимной перпендикулярности сторон O_3W и AL, а также O_3A и bb_1 угол α, называемый высотой светила, практически будет равен углу φ географической широты местности.

В дневное время географическую широту местности определяют по Солнцу, измеряя в полдень его высоту над горизонтом. Метод вычисления широты в этом случае несколько сложнее, так как Земля изменяет свое положение относительно Солнца в зависимо-

сти от времен года, однако принцип определения широты и в этом случае аналогичен описанному выше.

По положению Солнца над горизонтом можно определить и географическую долготу местности. Известно, что полный оборот Земли вокруг ее оси происходит за 24 часа. В полдень, когда Солнце занимает наивысшее положение над горизонтом, местное время для данного меридиана *NAS* (рис. 3) соответствует 12 часам. В это мгновение на противолежащем меридиане, плоскость которого *NBS* составляет с плоскостью меридиана *NAS* угол в 180°, как раз полночь, и, следовательно, местное время равно 24 часам.

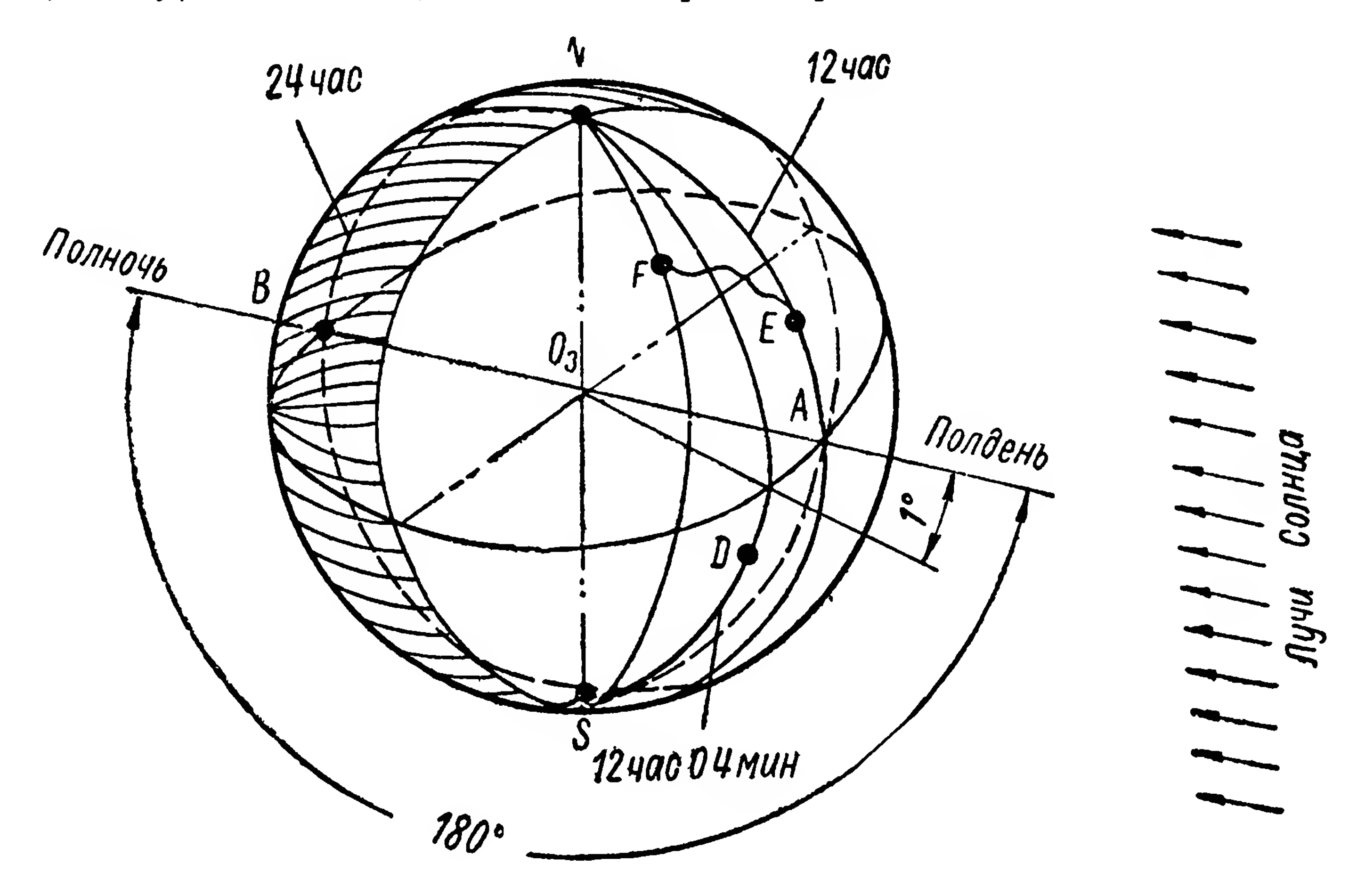


Рис. 3. Схема определения долготы места

Местное время для каждого меридиана отлично от времени любого другого меридиана. Если разница во времени между меридианами *NAS* и *NBS*, расположенными под углом 180°, равно 12 часам, то для меридиана *NDS*, составляющего с меридианом *NAS* угол, равный 1°, эта разница составит 4 минуты. Следовательно, изменение угла географической долготы λ на 1° будет соответствовать изменению местного времени на 4 минуты.

Таковы в самых общих чертах способы, которыми пользовались в давние времена мореплаватели при определении географических координат корабля в открытом море. Определение местонахождения корабля по положению светил возможно лишь при наличии на судне оптического прибора, устанавливаемого на площадке, сохраняющей при всех условиях горизонтальное положение. Тогда угол между осью прибора и площадкой определил бы искомую высоту светила.

Если выполнение этого требования в тихую погоду не вызывало затруднений, то при сильном волнении, когда корабль непрерывно раскачивается, оно не могло быть осуществлено.

Отсутствие на судне площадки, неизменно сохраняющей горизонтальное положение, приводило к большим ошибкам при вычислении географических координат судна, а подчас и совершенно исключало возможность их определения. Это приводило к потере ориентировки, уходу судна с правильного курса.

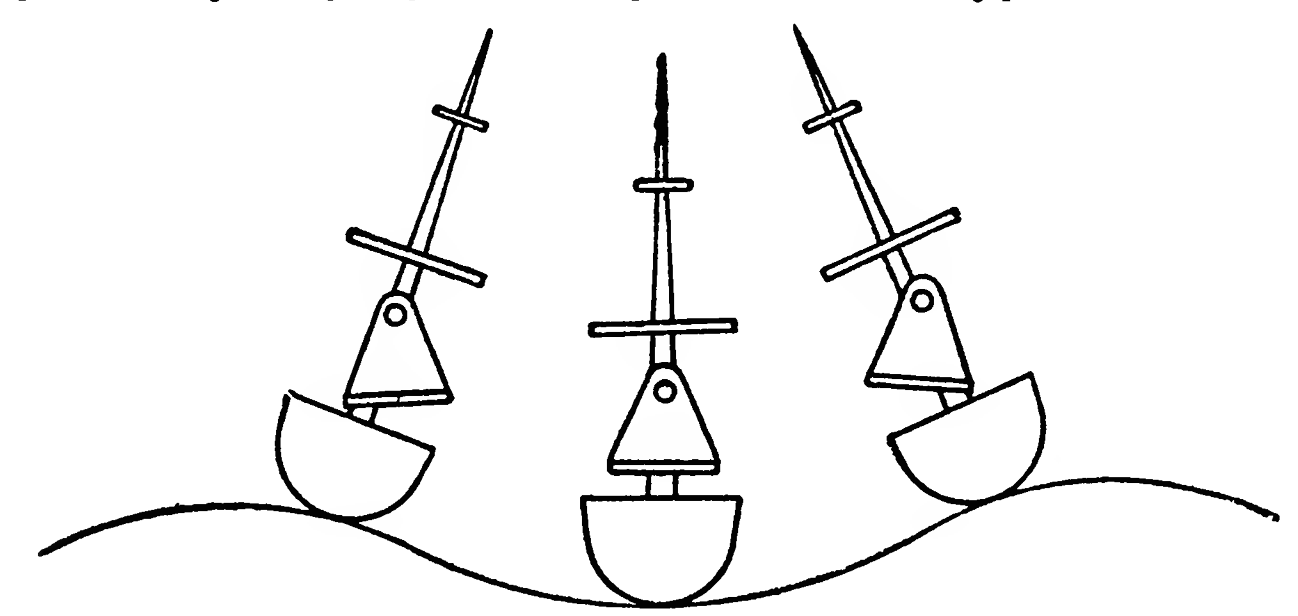


Рис. 4. Маятниковая платформа на корабле

Над разрешением важной проблемы создания горизонтальной площадки на качающемся корабле работали ученые нескольких поколений. Первые попытки сводились к снабжению корабля люлькой, подвешенной на палубе в виде маятника (рис. 4). Центр тяжести платформы был размещен ниже осей подвеса люльки, благодаря чему независимо от качки судна платформа должна была сохранить свое положение неизменно горизонтальным. В действительности описанное устройство не могло быть пригодным на море.

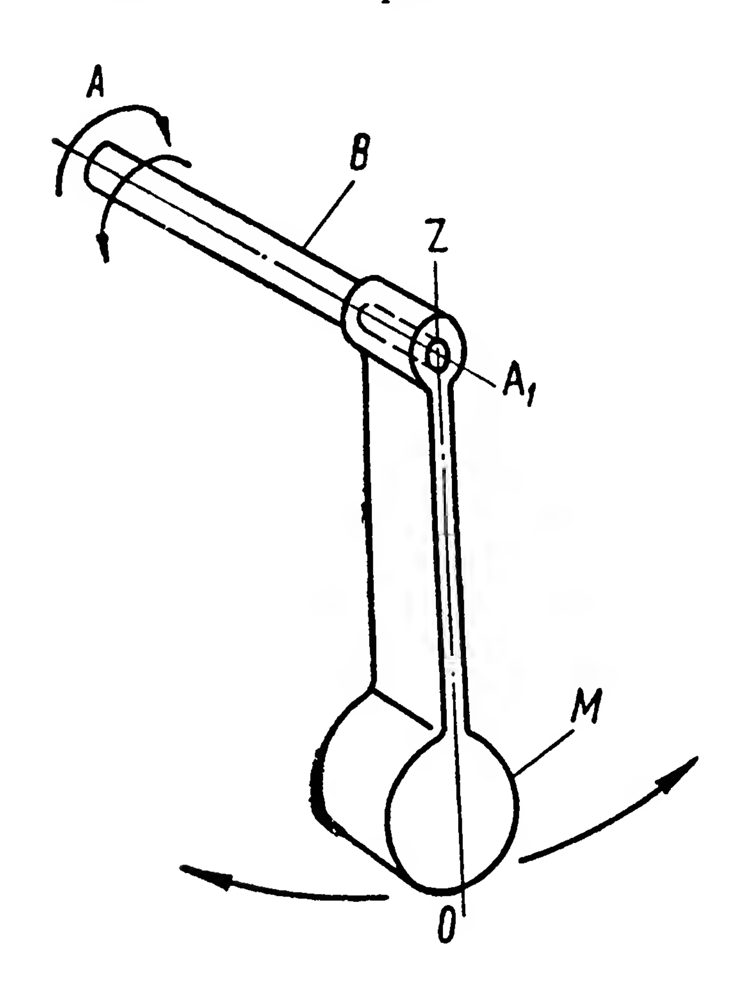


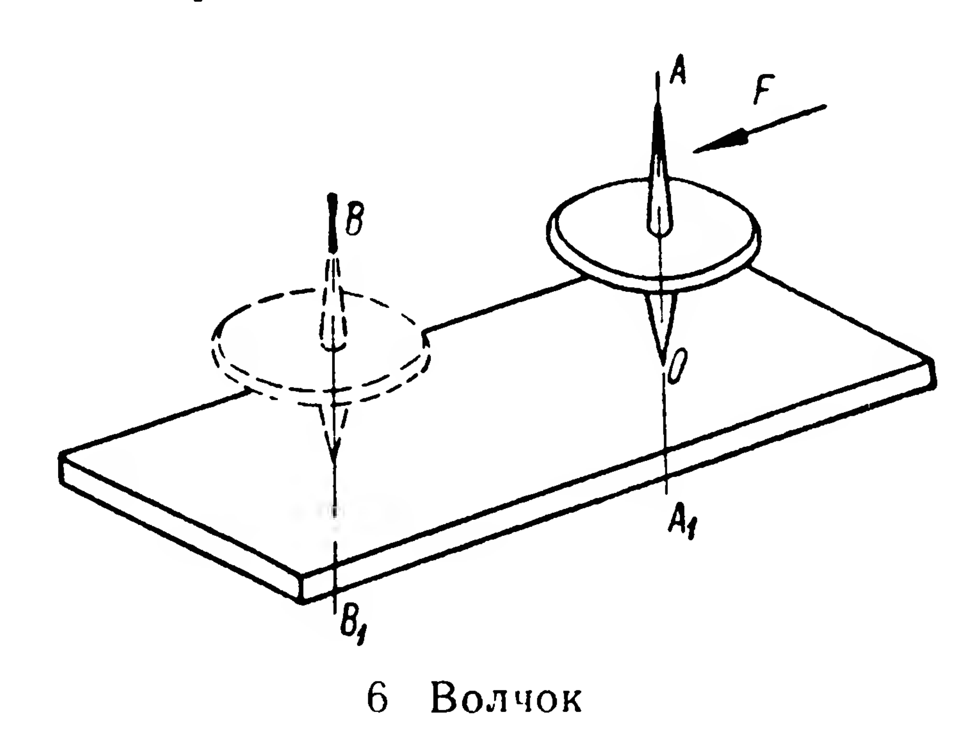
Рис. 5. Модель для демонстрации воздействия сил трения на маятник

Дело в том, что при качке корабля в опорах по осям подвеса платформы на палубе будут неизбежно возникать силы трения, стремящиеся раскачивать платформу. При каждом отклонении палубы от горизонтального положения силы трения воздействуют на платформу, стремясь увлечь ее за кораблем и тем самым вывести из горизонтального положения.

Простой опыт позволяет убедиться в сказанном. Возьмите валик B (рис. 5). Насадите на его конец втулку маятника M и проследите за тем, чтобы валик свободно вращался во втулке маятника. Поворачивайте валик B вправо и влево вокруг оси AA_1, не касаясь самого маятника M. Последний также начнет раскачиваться вокруг оси AA_1. При волнении под-

вешенная на судне платформа, подобно маятнику в описанном опыте, также начинала раскачиваться. Эти колебания создавали для ведущего определение географических координат такие же затруднения, как и при работе непосредственно на палубе качающегося судна. Именно по этим причинам маятниковая платформа и не могла быть использована на море.

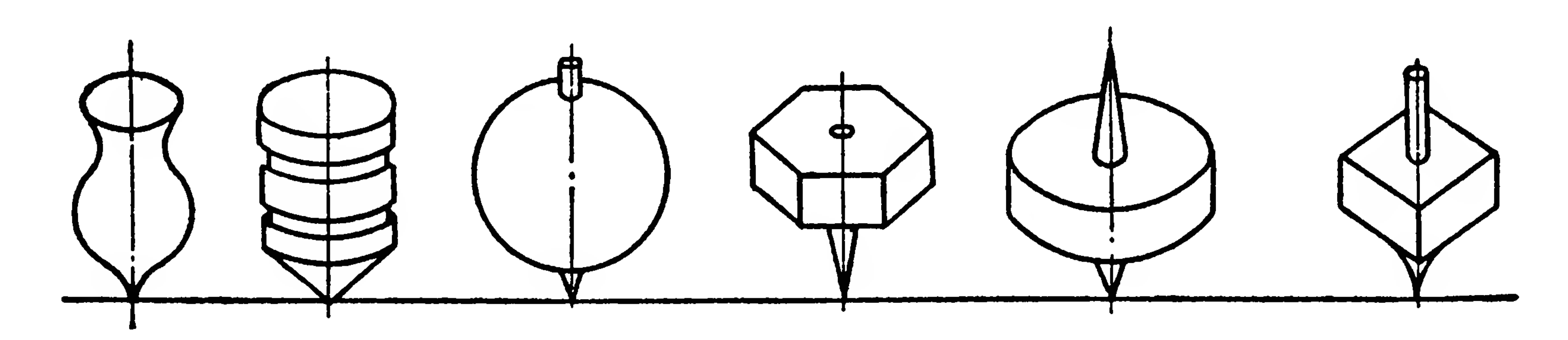
Первые неудачи по созданию искусственного горизонта заставили усиленно искать новые пути, обеспечивающие определение географических координат в открытом море в любую погоду.



6 Волчок

§ 4. Волчок

Внимание многих ученых и изобретателей привлекла древнейшая народная игрушка — волчок (рис. 6), которой придавали самые различные формы (рис. 7). Большей частью волчок приводили во вращение с помощью тонкой бечевки, предварительно намотанной на его вал. Быстро сдергивая бечевку с вала волчка, сообщали последнему вращение вокруг оси AA_1, которое продолжалось до тех пор, пока силы трения, действующие в точке O опоры волчка


Рис 7. Различные формы волчков

о какое-либо основание, не прекращали его движение. Попытки повалить быстро вращающийся волчок на бок не удавались. Под действием толчка с силой F волчок лишь отскакивал в сторону и продолжал вращаться вокруг вертикальной оси BB_1, положение которой было лишь несколько смещено относительно первоначального направления AA_1.

Удивительное свойство волчка сохранять неизменным направление оси AA_1 своего вращения открывало широкие перспективы для его практического использования. В самом деле, если быстро вращающийся волчок, выполненный в виде диска, неизменно выдерживает вертикальное положение, то вращение самого диска будет происходить строго в горизонтальной плоскости. Возникла

непосредственная возможность практического осуществления искусственного горизонта.

Изучением законов движения волчка занялись многие ученые мира. Над этой задачей работал и знаменитый английский ученый И. Ньютон (1642—1727) и член Российской академии наук Л. Эйлер (1707—1783). Эйлер в 1765 г. впервые опубликовал теорию движения твердого тела около неподвижной точки его опоры и тем самым создал теоретическую базу для дальнейшего более глубокого изучения законов движения волчка. Работы французских ученых Ж. Лагранжа (1736—1813) и Л. Пуансо (1777—1859) во многом содействовали дальнейшему изучению и разработке методов практического использования свойств быстро вращающегося волчка.

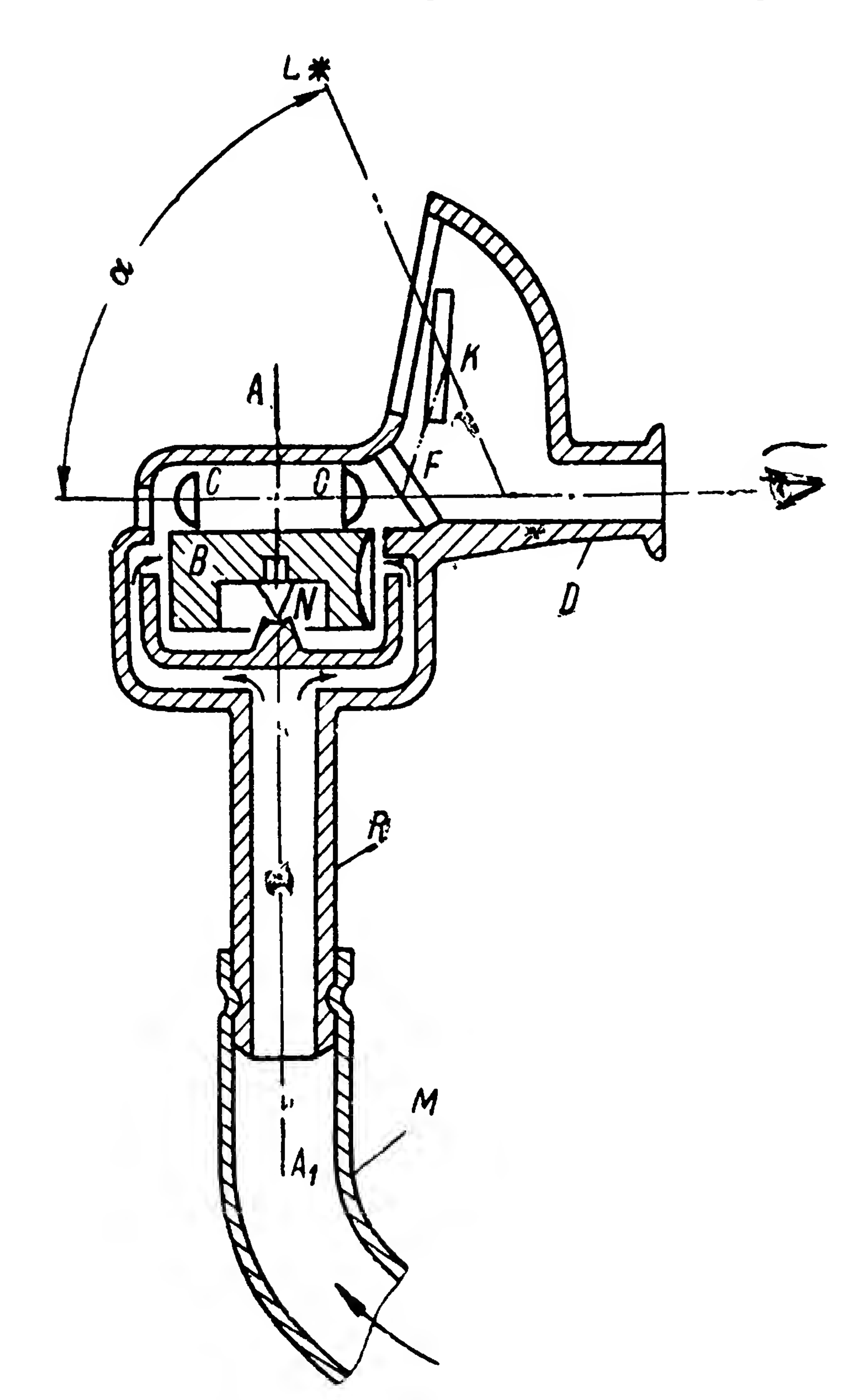


Рис. 8. Схема секстана Флерие

§ 5. Секстан Флерие

В 1886 г. французский адмирал Флерие предложил новый прибор — секстан — для измерения географической широты местоположения корабля во время шторма, основой которого являлся быстро вращающийся волчок. Сам волчок был выполнен в виде цилиндрического тела B (рис. 8), подпертого остроконечной шпилькой на точке N.

Во время работы прибор удерживали за рукоятку R в вертикальном положении. С помощью ручного насоса во внутрь его через шланг M накачивали сжатый воздух, который ударял направленными струями в боковую поверхность волчка и приводил его во вращение вокруг оси AA_1. При весе волчка в 175 *г* удавалось сообщить ему вращение со скоростью около 3000 об/мин. Для обеспечения вращения волчка неизменно в горизонтальной плоскости его центр тяжести располагали примерно на 1 *мм* ниже точки опоры. Приведенный во вращение волчок даже при отклонениях рукоятки

от вертикального положения продолжал оставаться в горизонтальной плоскости, обеспечивая на качающемся корабле искусственный горизонт.

Для удобства фиксирования плоскости горизонта на верхней торцовой поверхности волчка были укреплены две плосковыпуклые линзы C, на плоских поверхностях которых нанесены тонкие штрихи, расположенные параллельно торцовой поверхности волчка. Расстояние между линзами C соответствовало фокусному, вследствие чего при вращении волчка B штрихи, нанесенные на линзах, для глаза, наблюдающего в окуляр D прибора, сливались в одну черту. Эта черта и фиксировала положение плоскости горизонта, по отношению к которой измерялся угол α высоты светила L, аналогично тому, как это было описано выше (см. рис. 2).

Для одновременного наблюдения за линией искусственного горизонта и светилом в приборе было установлено два зеркала F и K. Поворотом зеркала K луч, идущий от светила L, совмещали с линией искусственного горизонта. При этом величина угла α определялась углом поворота зеркала K.

Такова вкратце схема первого прибора, в котором был использован волчок, по своей форме и устройству принципиально не отличающийся от обычных волчков, имевших широкое распространение в быту.

§ 6. Волчок в кардановом подвесе

Широкое использование волчка для решения практических задач мореплавания задерживалось вследствие того, что вращающийся на площадке волчок (рис. 9), сохраняя неизменным направление оси AA_1, под воздействием своего веса перемещается в сторону ее наклона. Только во второй половине XIX в. удалось осуществить такой подвес волчка с помощью двух так называемых кардановых колец (рис. 10), который обеспечивал постоянство положения его точки опоры относительно основания. Применение карданового подвеса позволило придать волчку форму массивного ротора P, свободно вращающегося на опорах вокруг так называемой главной оси AA_1 подвеса во внутреннем кардановом кольце BK. Внутреннее кольцо BK в свою очередь монтировалось в наружном кардановом кольце HK с помощью двух опор, расположенных по оси BB_1. Благодаря такому подвесу ротору P совместно с кольцом BK обеспечивалась свобода вращения вокруг внутренней оси BB_1 подвеса в наружном кольце HK. Наконец наружное кольцо монтировалось с помощью опор, расположенных по оси CC_1 в корпусе K прибора. Ротор P и кольца BK и HK могли свободно вращаться вокруг оси подвеса CC_1.

Сравнивая схему волчка в кардановом подвесе (рис. 10) с элементарным волчком (рис. 9), легко убедиться в однообразии их принципа действия. В обоих случаях волчки обладают единствен-

ной неподвижной точкой O, являющейся точкой их опоры. Отличие между ними заключается лишь в характере связи между волчком и основанием. Если у элементарного волчка эта связь не удерживающая, позволяющая его точке опоры O перемещаться относительно основания, то у волчка в кардановом подвесе связь между

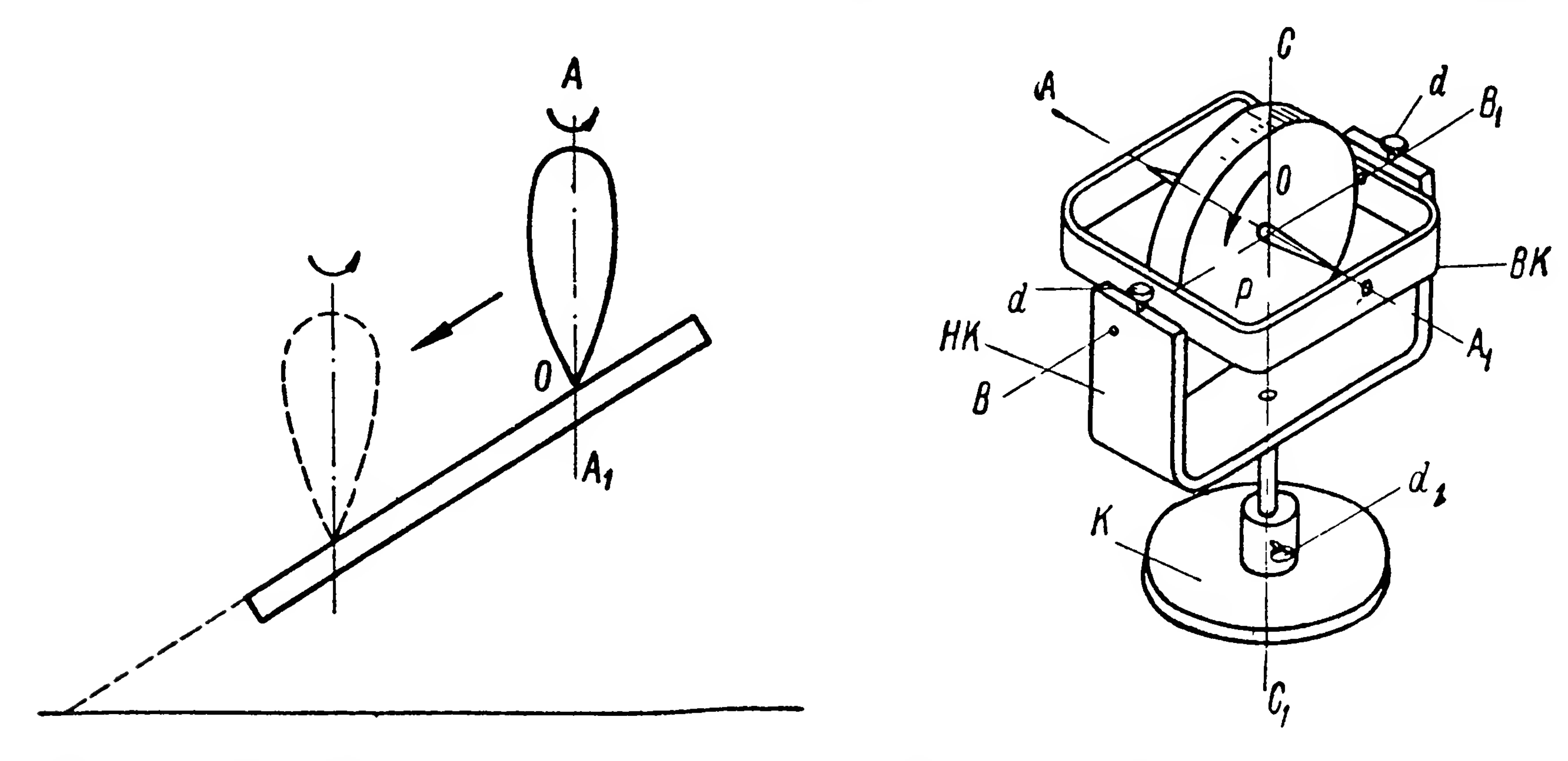


Рис. 9. Смещение волчка в сторону наклона основания

Рис. 10. Схема гироскопа в кардановом подвесе

волчком и основанием удерживающая, не допускающая перемещений точки опоры O относительно основания.

В 1852 г. волчок, подвешенный с помощью кардановых колец, был впервые продемонстрирован во Французской академии наук знаменитым ученым физиком Л. Фуко (1819—1868).

ГЛАВА II

ПРИРОДА ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА

§ 7. Гироскоп и его основные свойства

Обнаруженное свойство волчка открывало интереснейшие перспективы его использования. Представим себе, что мы наблюдаем за земным шаром со стороны его Северного полюса N из мирового пространства (рис. 11). Предположим также, что в начальный момент времени мы увидели волчок установленным на экваторе в точке B_0, причем его главная ось AA_1 направлена с запада на восток и расположена горизонтально.

Вследствие суточного вращения Земли точка B_0 непрерывно изменяет свое положение. По прошествии трех часов она переместится в точку B_3, через шесть часов — в точку B_6, через двенадцать — в точку B_{12} и т. д. пока вновь не вернется в исходное положение по истечении 24 часов. Известно, что в любой точке на земной поверхности плоскость горизонта перпендикулярна радиусу земного шара (т. е. плоскость горизонта изменяет с течением времени свое положение в мировом пространстве). Поэтому для наблюдающего из мирового пространства ее положение для точки земной поверхности, расположенной на экваторе, будет казаться прямой линией. Так, в точке B_0 это будет прямая a_0b_0, в точке B_3 — прямая a_3b_3, в точке B_6 — прямая a_6b_6 и т. д.

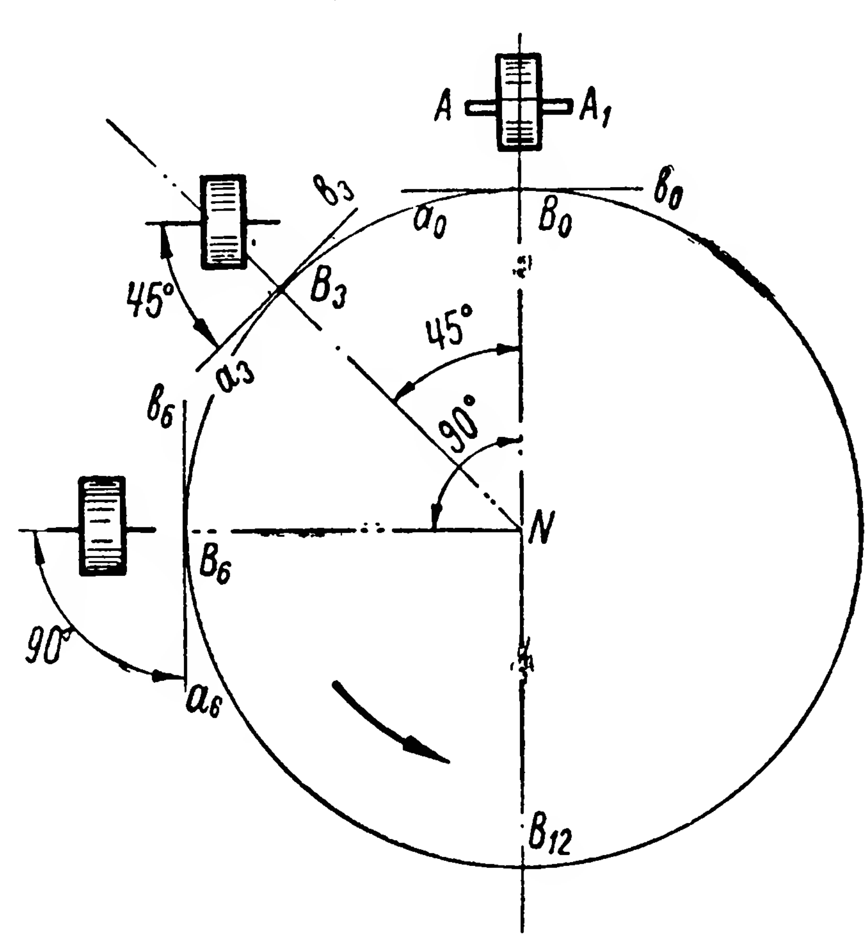


Рис. 11. Отклонение гироскопа с течением времени от плоскости горизонта

В суточном вращении Земли участвует и точка подвеса волчка, закрепленная с помощью кардановых колец неподвижно на земной поверхности. Главная ось такого волчка не сохранит неизменного

положения относительно плоскости горизонта. Оставаясь стабильной в мировом пространстве, главная ось AA_1 волчка отклонится от плоскости горизонта. Причем угол этого отклонения будет равен углу поворота земного шара.

Следовательно, наблюдатель, находящийся на земной поверхности рядом с волчком в кардановом подвесе, сможет по отклонению его главной оси от плоскости горизонта определить угол поворота земного шара около своей оси. Прибор Фуко дал возможность непосредственно наблюдать суточное вращение Земли, поэтому и был назван гироскопом.[1]

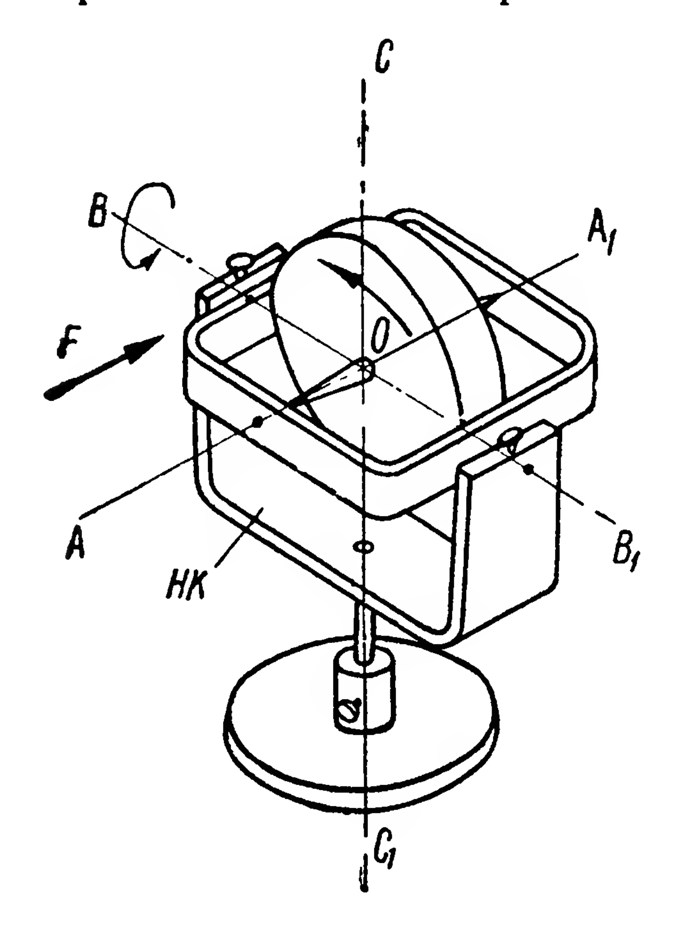


Рис. 12. Сопротивляемость гироскопа внешним усилиям

Быстро вращающийся гироскоп оказывает значительное сопротивление любым попыткам изменить его положение в пространстве. Если воздействовать на его наружное кольцо *НК* (рис. 12) силой *F*, пытаясь повернуть гироскоп вокруг оси CC_1, то можно убедиться в сопротивлении гироскопа внешнему усилию. Гироскоп начнет поворачиваться не вокруг оси CC_1, а вокруг оси BB_1. в направлении, указанном стрелкой. Скорость вращения гироскопа вокруг оси BB_1 будет тем больше, чем больше сила *F*.

Одновременно были обнаружены и другие интересные свойства гироскопа. Опыты показали, что, затягивая винты *d*, расположенные на наружном кольце *НК* (рис. 10), и лишая тем самым гироскоп свободы вращения вокруг оси BB_1, создают условия, при которых гироскоп будет стремиться совместить свою главную ось AA_1 с плоскостью меридиана. Для этого необходимо главную ось гироскопа предварительно установить в плоскость горизонта. Если же затянуть винт d_1, расположенный на корпусе *К* прибора, и лишить тем самым гироскоп свободы вращения вокруг оси CC_1, то главная ось AA_1, при условии ее предварительного совмещения с плоскостью меридиана, будет стремиться к совмещению с линией, параллельной оси мира.

Для уяснения природы многообразных свойств гироскопа обратимся к некоторым основным понятиям и законам механики.

§ 8. Некоторые сведения из механики

Удивительное на первый взгляд свойство гироскопа двигаться в направлении, перпендикулярном действующему на него усилию,

[1] Гироскоп от греч. γιρоξ (гирос) — вращение и σκοπεο (скопео) — смотреть.

полностью подчинено законам механики. Оно объясняется инертностью массы гироскопа, присущей ему, как и любому другому телу.

Наблюдения и опыты показывают, что изменение скорости и направления движения любого тела не может происходить само по себе без воздействия на него внешних сил. Согласно закону Ньютона любое тело, если на него не действуют другие тела, сохраняет состояние покоя или прямолинейного и равномерного движения.

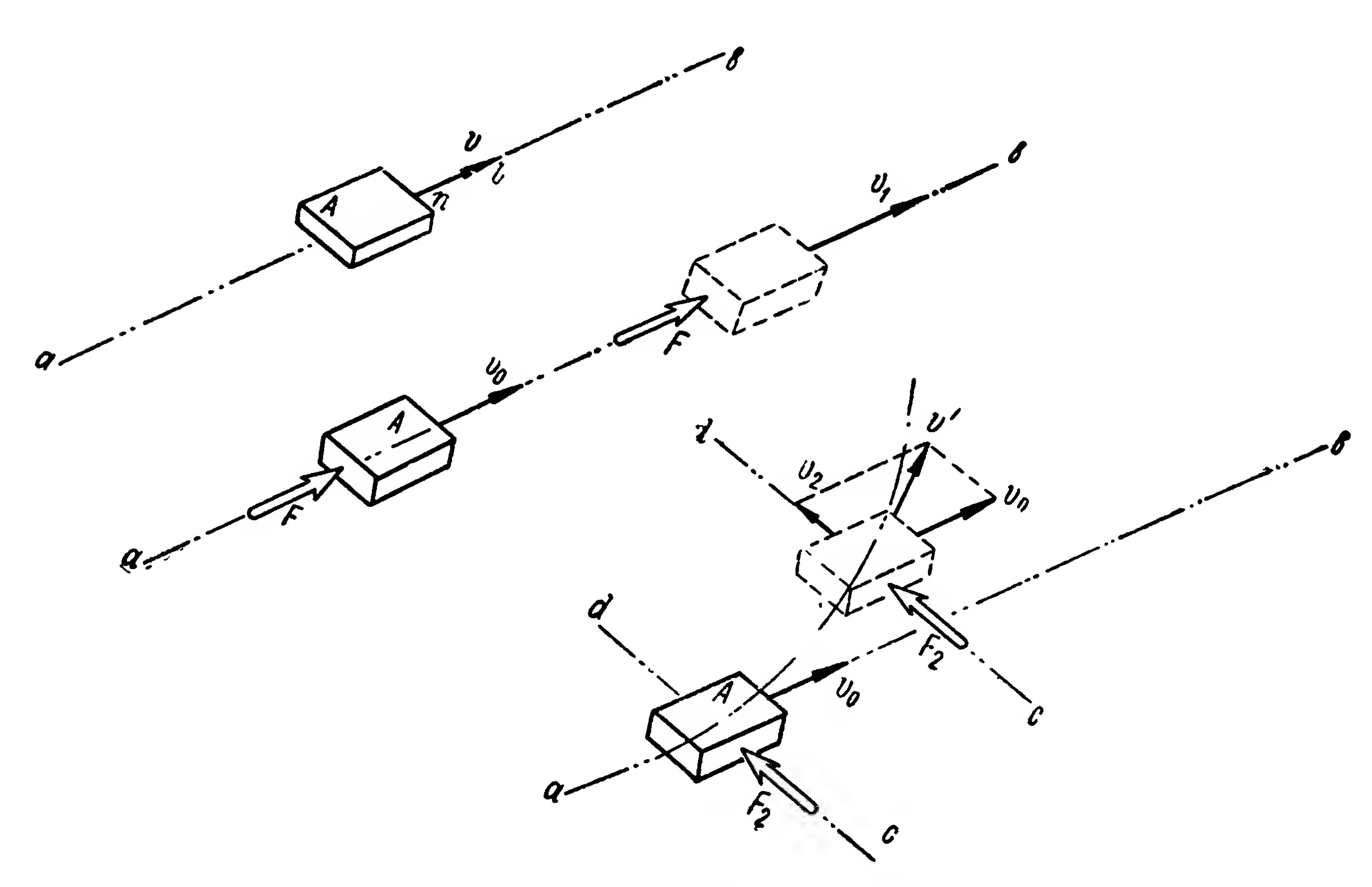


Рис. 13. Различные виды движения тела

Свободно движущееся тело A (рис. 13) стремится сохранить свое движение с постоянной скоростью v в прямолинейном направлении ab. На схеме скорость v изображена вектором в виде отрезка прямой nl, совпадающей с направлением движения ab. Стрелка на конце вектора указывает, в какую сторону по этому направлению движется тело. Длина nl вектора в условном масштабе изображает величину скорости v.

Ньютон установил также, что ускорение w тела, характеризующее изменение скорости его движения, пропорционально действующей на тело силе F и обратно пропорционально массе этого тела m, равной весу тела G, деленному на ускорение свободного падения g. Этот вывод, имеющий всеобщий характер, носит название второго закона Ньютона и может быть выражен формулой

$$w = \frac{F}{\frac{G}{g}} = \frac{F}{m},$$

из которой следует, что сила F, необходимая для сообщения телу ускорения w, равна массе m тела, умноженной на ускорение,

$$F = mw. \tag{1}$$

Из уравнения (1) следует, что для изменения скорости и направления движения тела необходимое внешнее усилие должно быть тем больше, чем больше масса тела и чем больше ускорение последнему должно быть сообщено. Таким образом, именно масса тела обладает инертностью, или, иначе говоря, свойством сохранять свое состояние движения неизменным, которое может являться и состоянием покоя и состоянием равномерного и прямолинейного движения. В описанном проявлении инертности массы и заключается сущность основного закона, которому движение гироскопа подчинено в такой же мере, как и движение любого другого тела.

Если на тело A, движущееся по прямой ab со скоростью v_0 (рис. 13), подействовать в направлении его движения силой F, то по истечении весьма малого промежутка времени Δt оно будет продолжать двигаться в прежнем направлении ab, но уже с новой скоростью v_1. Изменение скорости движения тела за время Δt и характеризует его ускорение

$$w = \frac{v_1 - v_0}{\Delta t}.$$

Измеряя скорость в сантиметрах в секунду (*см/сек*), ускорение будем оценивать в сантиметрах в секунду в квадрате (*см/сек*^{2}).

В общем случае под воздействием внешней силы тело может изменить одновременно и скорость и направление своего движения. Представим себе, что на тело A, движущееся в направлении ab со скоростью v_0, подействовала сила F_2, направленная по линии cd, перпендикулярной ab. Под влиянием этого усилия тело получит ускорение в направлении cd, в результате чего по прошествии времени Δt оно, кроме скорости v_0 в направлении ab, приобретет некоторую дополнительную скорость v_2 в направлении cd.

Нетрудно определить новое направление и вычислить новую скорость v' движения рассматриваемого тела. Как известно, направление движения будет определяться направлением диагонали параллелограмма, стороны которого равны векторам v_0 и v_2, а значение суммарной скорости — длиной этой диагонали, вычисленной в соответствии с масштабом, принятым для построения векторов v_0 и v_2.

Для получения ясного представления о сущности проявления основного закона движения при опытах с гироскопическими приборами необходимо выяснить возможные перемещения гироскопа в пространстве.

Движение гироскопа можно рассматривать состоящим из его вращения вокруг трех осей подвеса (рис. 10). В этом случае необ-

ходимо знать величину и направление скоростей его вращения вокруг каждой из этих осей в отдельности.

Скорость вращения тел измеряют обычно либо числом оборотов в минуту, либо числом радианов[1] в секунду. Скорость вращения в один радиан в секунду соответствует повороту рассматриваемого тела (рис. 14) на угол φ_R, равный центральному углу, опирающемуся на дугу *ab*, длина которой равна радиусу окружности *R*. Так, если рассматриваемое тело в течение 1 сек. совершит один оборот, т. е. повернется на 360°, то угловая скорость его вращения, выраженная в радианах в секунду, будет равна

$$\Omega = \frac{2\pi R}{R} = 2\pi \frac{1}{\text{сек.}}.$$

Если же тело в течение 1 мин. совершает *n* оборотов, то величина угловой скорости определится равенством

$$\Omega = 2\pi \frac{n}{60} \frac{1}{\text{сек.}}.$$

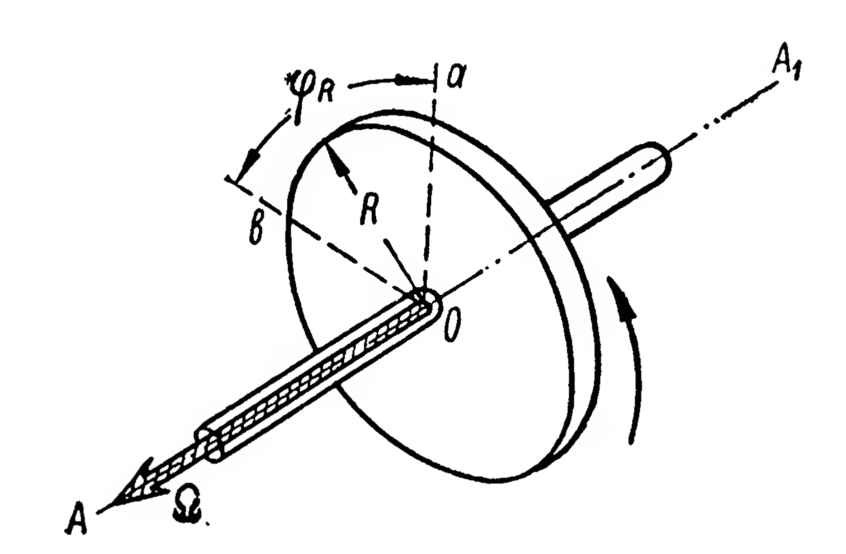


Рис. 14. Схема вращения тела вокруг оси

Но одна величина угловой скорости еще не дает полного представления о характере вращательного движения. Необходимо знать положение оси в пространстве, вокруг которой происходит вращение и направление самого вращения.

Для записи этих характеристик наиболее удобно изображать угловые скорости с помощью векторов. Обозначая угловую скорость Ω вектором, мы должны совместить его с осью AA_1 вращения тела и направить по оси AA_1 в такую сторону, чтобы со стороны его конца вращение тела представлялось происходящим против часовой стрелки. Что касается величины угловой скорости Ω, то она характеризуется длиной вектора, которая определяет в некотором масштабе ее численное значение.

Важно обратить внимание на тот факт, что ускорение, вызванное воздействием сил, оценивает изменение скорости не только по величине, но и по направлению. Для пояснения сказанного обратимся к рис. 15, на котором материальная частица в виде шарика *D* соединена с помощью нерастяжимой нити *OD* длиной *R* с валом *B* электродвигателя *ЭД*, корпус которого неподвижно закреплен на фундаменте.

Как только вал двигателя начнет вращаться вокруг оси AA_1, шарик *D* также начнет перемещаться вокруг этой оси. Если вал двигателя вращается с постоянной угловой скоростью Ω, то и шарик *D* будет двигаться с такой же по величине скоростью. Окруж-

---

[1] Угол величиной в один радиан равен ~57°.

ная скорость $v = \Omega R$ шарика D в этом случае постоянна, но все же его движение не остается равномерным и прямолинейным, так как изменяется направление его движения.

Действительно, если бы шарик D двигался равномерно с постоянной по величине скоростью v и прямолинейно, то, начиная, например, с момента совмещения центра шарика с точкой a, произошло бы его перемещение вдоль прямой ab. Но шарик движется по дуге окружности радиуса R. Поэтому в точке C направление скорости v_C его движения будет уже отличным от направления скорости v, хотя численные их значения останутся равными.

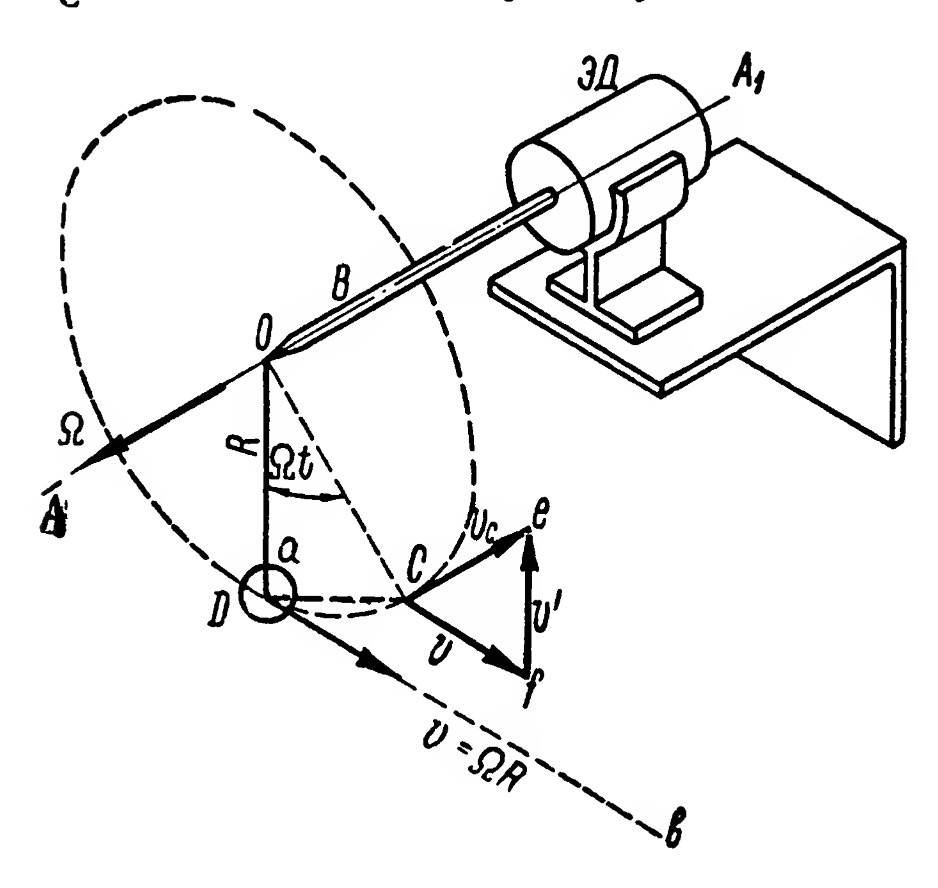


Рис. 15. Схема для определения центростремительного ускорения

Так как v и v_C являются скоростями одного и того же непрерывно движущегося тела D, то очевидно, что скорость v_C образовалась из первоначальной скорости v, получившей вследствие тех или иных причин некоторое изменение на величину v'. Скорости v и v' дают в геометрической сумме ту результирующую скорость v_C, которой тело D будет обладать в точке C.

Учитывая, что треугольник Cfe (благодаря равенству скоростей v и v_C) является равнобедренным и подобным треугольнику OaC, у которого стороны Oa и OC равны между собой и одновременно равны радиусу R, можно составить отношение между сторонами этих двух треугольников

$$\frac{fe}{Cf} = \frac{aC}{Oa}.$$

Отрезки Cf и fe в выбранном масштабе выражают численные значения скоростей v и v'. Величина Oa равна радиусу R окружности, по которой происходит перемещение тела D. Кроме того, при малом значении угла Ωt поворота тела D вокруг оси AA_1 длина дуги $aC = R\Omega t$ будет практически равна длине хорды aC. Учитывая сказанное, перепишем последнее отношение в следующем виде:

$$\frac{v'}{v} = \frac{R\Omega t}{R},$$

откуда находим

$$v' = v\Omega t.$$

Таково значение той дополнительной скорости, которая была сообщена движущемуся шарику при повороте двигателя на угол Ωt.

Эта дополнительная скорость v' и повлекла за собой изменение первоначальной скорости v. Относя величину v' изменения скорости движения ко времени t в течение которого это изменение произошло, мы найдем величину ускорения тела при его движении.

Если угол поворота Ωt уменьшить до очень малого значения, близкого к нулю (т. е. рассматривать поворот тела за весьма малый промежуток времени Δt), то нетрудно убедиться в том, что дополнительная скорость v' направлена вдоль радиуса R, иными словами к центру, поэтому рассматриваемое ускорение и получило название центростремительного. Обозначая центростремительное ускорение $w_ц$, находим его значение

$$w_ц = \frac{v'}{\Delta t} = \frac{v\Omega\Delta t}{\Delta t} = v\Omega.$$

Выше уже говорилось о том, что для сообщения телу ускорения на него необходимо воздействовать внешним усилием. В рассматриваемом случае (рис. 15) это усилие совпадает по направлению с радиусом R и действует на тело D со стороны нерастяжимой нити OD. В свою очередь тело D будет действовать на нить силой, равной по величине внешнему усилию, но обратной ему по направлению. Такие силы, развиваемые массой движущегося тела и оказывающие сопротивление внешним усилиям, называются силами инерции. Если прекратить связь между валом двигателя и телом, то с этого мгновения последнее перестанет двигаться по окружности и начнет перемещаться прямолинейно с постоянной скоростью.

Сказанное легко проверить на опыте. Используйте в качестве связи между валом B электрического двигателя *ЭД* и шариком D обычную суровую нитку. Приведите во вращение вал двигателя, а вместе с ним и шарик и дайте им набрать достаточно большую скорость. Приготовьте острую бритву и в тот момент, когда центр шарика D будет подходить к совмещению с точкой a, быстро перережьте нить. Шарик D сразу же прекратит движение по окружности и начнет перемещаться вдоль прямой ab, с которой в момент перерезывания нити был совмещен вектор v его скорости.

§ 9. Поворотное ускорение

Рассмотрим еще один, весьма важный для понимания физической сущности гироскопических явлений, случай движения тела. Представим себе, что электрический двигатель *ЭД*, с валом B которого соединен нитью OD шарик D, установлен на кронштейне K, которому можно сообщить вращение вокруг вертикальной оси CC_1 (рис. 16).

Сообщим валу двигателя *ЭД* вращение вокруг оси AA_1 при неподвижном пока положении кронштейна K. После того, как шарик

D приобретет некоторую скорость Ω движения, в момент совмещения его центра с точкой a сообщим кронштейну K вращение вокруг оси CC_1 с угловой скоростью ω и проследим за дальнейшим перемещением шарика в течение весьма малого промежутка времени Δt.

Если в начальный момент времени центр шарика D занимал положение, совмещенное с точкой a, то по прошествии времени Δt, двигаясь вокруг оси AA_1 (при неподвижном кронштейне K), он должен был бы переместиться в точку b, совершив около оси AA_1 поворот на угол $\Omega\Delta t$ (рис. 17). Иными словами, при неподвижном

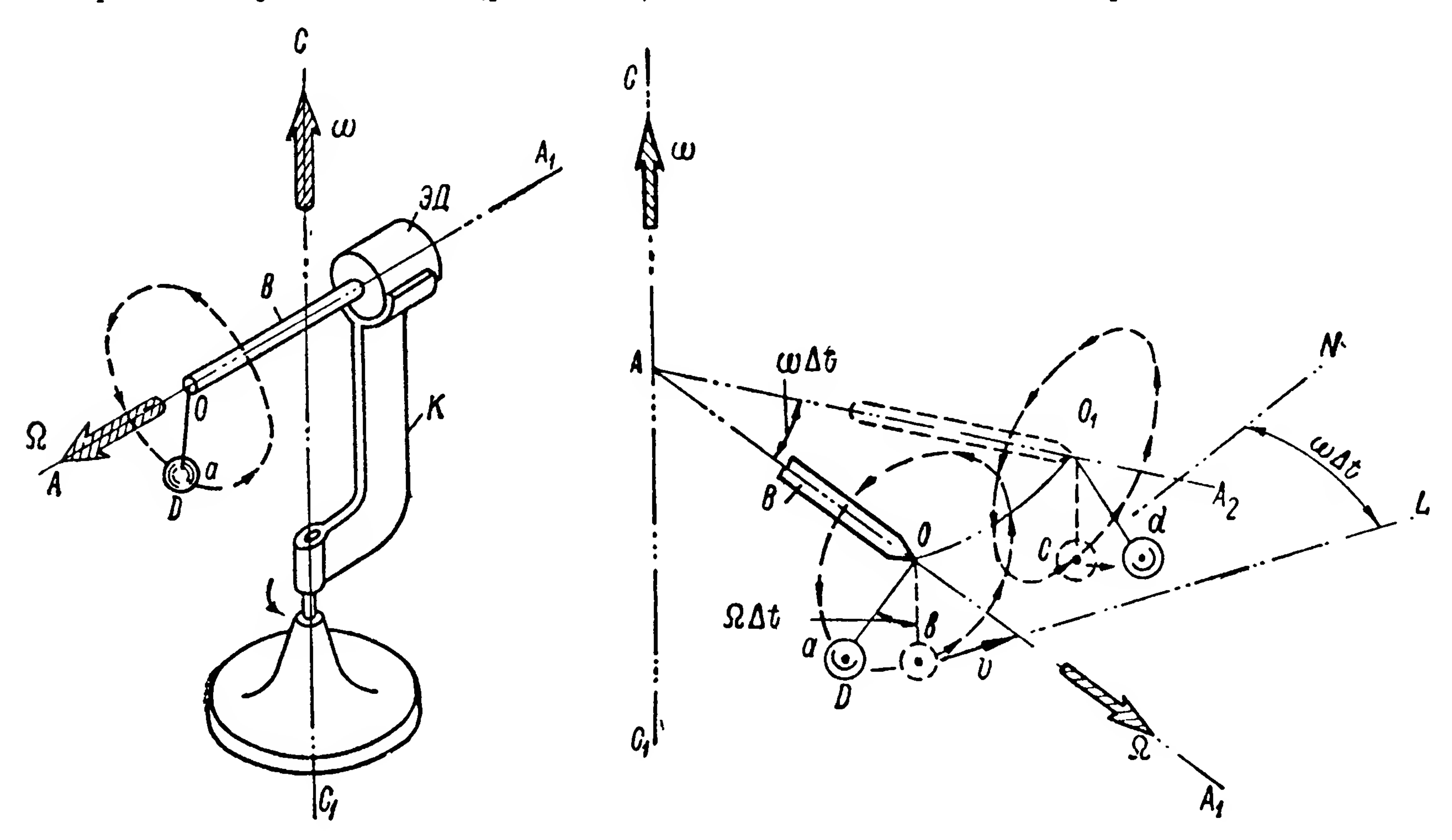


Рис. 16. Схема модели для демонстрации законов сложного движения тела

Рис. 17. Схемы последовательных положений тела при одновременном вращении его вокруг двух осей

кронштейне K тело D за время Δt совершило бы перемещение по дуге окружности радиуса Oa, оставаясь все время в плоскости $OabL$, перпендикулярной оси AA_1. В момент времени Δt при указанных условиях движения тело D обладало бы скоростью v, направленной по прямой bL.

Но в действительности вал B не остается неподвижным. Вращаясь с угловой скоростью ω вокруг оси CC_1, он по прошествии времени Δt повернется на угол $\omega\Delta t$ и займет новое положение. Казалось бы, что тело D через промежуток времени Δt должно совместиться с точкой C, находящейся уже в новой плоскости O_1CN, повернутой относительно плоскости $OabL$ на угол $\omega\Delta t$. Однако этого не происходит.

Если предположить, что тело D по истечении времени Δt заняло положение C, то это будет свидетельствовать о факте его отклонения от первоначальной плоскости $OabL$ своего движения и изменения направления его скорости. В то же время для отклонения движущегося тела от прямолинейного направления необходимо воз-

действие на него внешнего усилия. В рассматриваемом случае для удержания тела D в плоскости O_1CN необходимо было бы в течение времени Δt воздействовать на тело усилием, направленным вдоль оси вала B. Однако осуществить это с помощью единственной связи — нити OD — невозможно. Нить OD удерживает тело D в радиальном направлении, но не ограничивает его перемещение вдоль оси вала B.

При одновременном вращении тела вокруг осей AA_1 и CC_1 оно в силу инерции своей массы m стремится сохранить направление движения в прежней плоскости $OabL$ и тем самым отклоняется

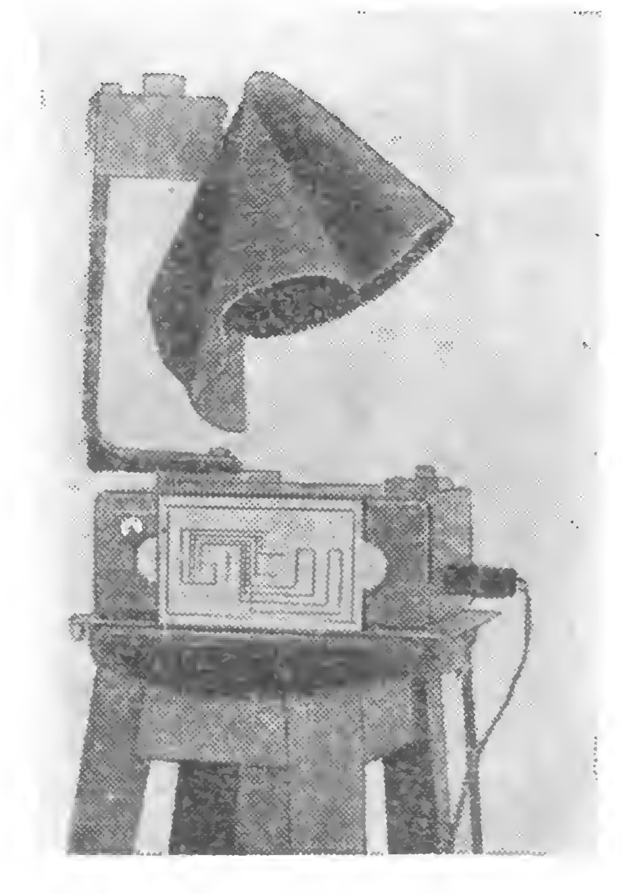


Рис. 18. Матерчатый ротор

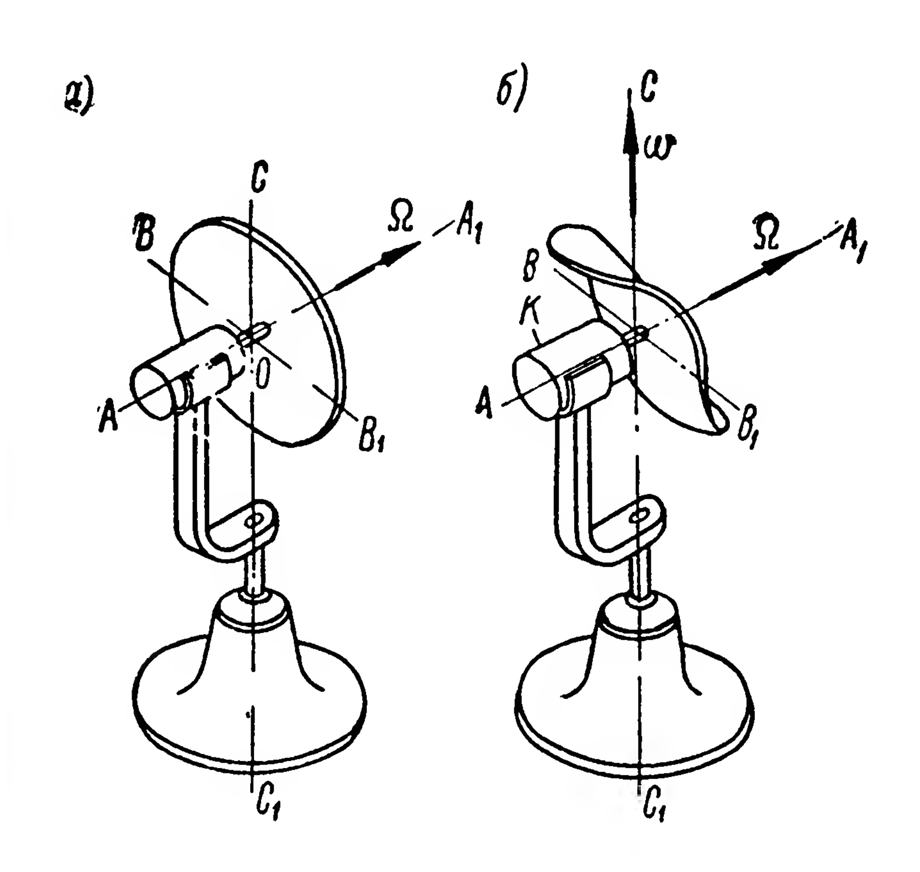


Рис. 19. Схема установки для демонстрации сложного движения матерчатого ротора

от плоскости O_1CN, перпендикулярной оси AA_2. Именно поэтому в тот момент, когда тело должно было бы находиться в точке C, оно фактически будет совмещено с некоторой точкой d, находящейся в плоскости $OabL$. Итак, то дополнительное ускорение, с которым в рассматриваемом случае перемещается тело D, направлено вдоль оси вращения вала B электродвигателя. Это дополнительное ускорение получило название кориолисового, или поворотного, ускорения. Условимся обозначать его через $w_п$.

Описанное сложное движение тела при одновременном вращении вокруг двух осей можно продемонстрировать с помощью установки, состоящей из электрического двигателя (рис. 18), на горизонтально расположенном валу которого закреплен матерчатый ротор. Корпус электродвигателя смонтирован на кронштейне, способном вращаться вокруг вертикальной оси аналогично тому, как это было показано на рис. 16. До тех пор пока двигатель не приведен во вращение, матерчатый ротор под влиянием силы собственного веса будет занимать самое произвольное положение, как это видно на рисунке.

Оставляя корпус K электродвигателя неподвижным (рис. 19), сообщим валу двигателя, а тем самым и матерчатому ротору вращение с достаточно большой угловой скоростью Ω вокруг оси AA_1. В этом случае, приобретая благодаря действию центробежных сил инерции значительную жесткость, ротор будет вращаться строго в одной плоскости, перпендикулярной к оси AA_1 (рис. 19, *а*).

Если же корпусу K двигателя сообщить вращение вокруг оси CC_1, то ротор сразу же изогнется относительно оси BB_1, как это

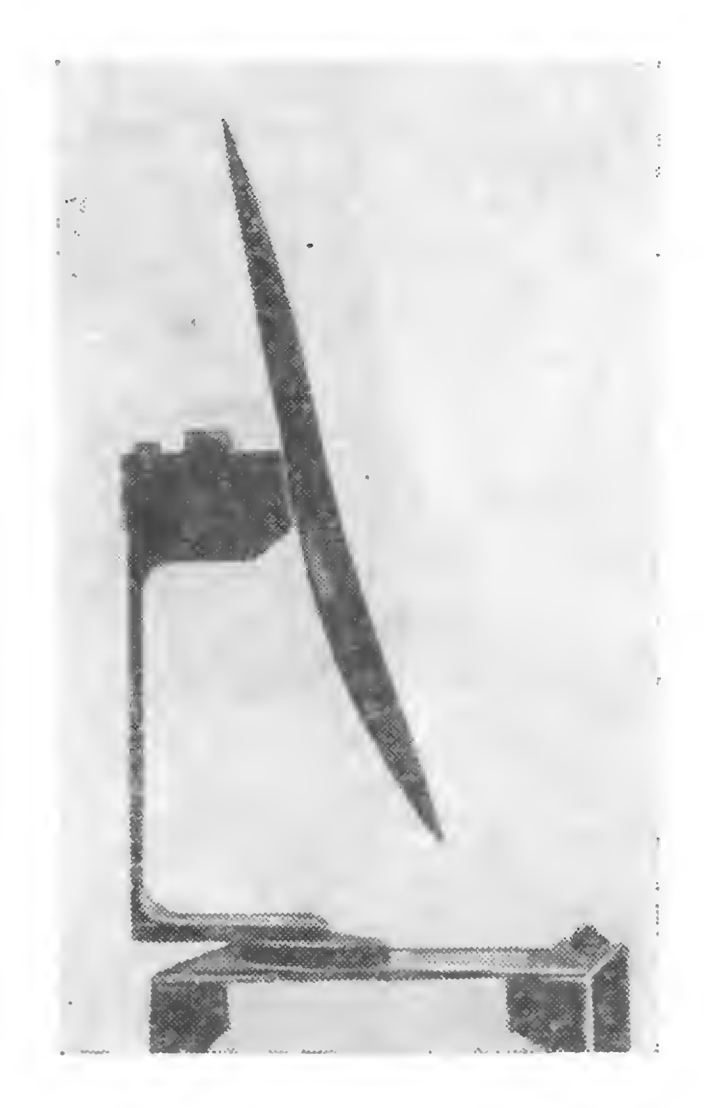


Рис. 20. Формы изгиба матерчатого ротора

Рис. 21. График для определения величины поворотного ускорения

показано на рис. 19, *б*, подтверждая тем самым на опыте стремление каждой из материальных частиц, составляющих его тело, сохранить первоначальное направление своего движения. Характерная форма изогнутого гибкого ротора хорошо видна на рис. 20.

Какова же величина поворотного ускорения и от каких параметров она зависит? Пусть тело D вращается одновременно вокруг оси OA с угловой скоростью Ω и вокруг оси CC_1 с угловой скоростью ω (рис. 21). Проследим за перемещением тела, начиная с того момента, когда оно было совмещено с точкой a на окружности *Dabe*. В этот момент тело D, удаленное на расстояние R от оси вращения OA, обладало скоростью $v = \Omega R$, вектор которой был направлен по касательной к окружности *Dabe* в точке a и совмещен с плоскостью *Oab*. Так как тело D совершает сложное движение, то по прошествии времени Δt оно переместится не только по дуге окружности радиуса R на величину угла $\Omega\Delta t$, но и совершит поворот вокруг оси CC_1 на угол $\omega\Delta t$. В результате в момент времени

Δt тело займет положение, отмеченное на схеме точкой f. В это мгновение оно будет обладать скоростью $v_C = v$, но теперь уже направленной в плоскости окружности $Oafde$, заштрихованной на схеме и составляющей с плоскостью Oab угол $\omega\Delta t$.

Скорость v_C образовалась из первоначальной скорости v, получившей некоторое приращение. Для определения величины этого приращения перенесем вектор скорости v параллельно самому себе, в точку f, и построим параллелограмм векторов скоростей, диагональю которого окажется вектор результирующей скорости v_C. Из параллелограмма скоростей следует, что величина u_1 и является той скоростью, которая дополнительно была сообщена телу D за промежуток времени Δt.

При незначительной величине времени Δt угол $\omega\Delta t$ будет весьма малым, в связи с чем величину дополнительной скорости u_1 мы можем полагать геометрически равной длине дуги окружности, проведенной из точки f как из центра радиусом, равным длине вектора скорости v,

$$u_1 = vw\Delta t.$$

Необходимо заметить, что, перемещаясь по дуге af, тело будет непрерывно удаляться от оси CC_1. В момент времени Δt при малой величине угла поворота $\Omega\Delta t$ расстояние тела D от оси CC_1 можно определить как путь, пройденный телом, движущимся со скоростью v за промежуток времени Δt

$$af = v\Delta t.$$

Следовательно, находясь в точке f, тело D, вращаясь вокруг оси CC_1 с угловой скоростью ω, кроме скорости v_C, будет обладать еще и окружной скоростью:

$$u_2 = af\omega = v\Delta t\omega.$$

Суммарное значение скоростей u_1 и u_2 и является той общей дополнительной скоростью, которая за промежуток времени Δt была сообщена телу в процессе его одновременного поворота вокруг осей OA и CC_1. Относя указанное суммарное приращение скорости движения тела ко времени Δt, в течение которого произошло рассматриваемое изменение, мы и определим величину поворотного ускорения:

$$w_п = \frac{u_1 + u_2}{t} = \frac{v\omega\Delta t + v\Delta t\omega}{\Delta t} = 2v\omega. \quad (2)$$

Из схемы (рис. 21) видно, что, чем меньше промежуток времени Δt, тем меньше угол поворота $\omega\Delta t$ и тем меньше угол между последовательными положениями OA и OA_1. В пределе, когда угол $\omega\Delta t$ близок к нулю, направления векторов обеих дополнительных ско-

ростей u_1 и u_2 будут совпадать между собой и станут параллельными оси OA. Следовательно, и поворотное ускорение $w_п$ тела D, находящегося в точке a, будет направлено вдоль оси OA.

С таким же по величине поворотным ускорением, но имеющим противоположное направление, будет двигаться тело в момент совмещения с точкой e. Но зато при совмещении тела с точкой d поворотное ускорение становится равным нулю. В самом деле, при постоянстве угловой скорости Ω и в точке b и в близкой к ней точке d окружная скорость v тела сохраняет одни и те же величину и направление. Таким образом, в этих положениях наличие угловой скорости ω не вызывает изменения скорости v ни по величине, ни по направлению. Следовательно, поворотное ускорение тела в этом случае действительно отсутствует. Приведенные рассуждения относятся к характерным положениям тела на траектории.

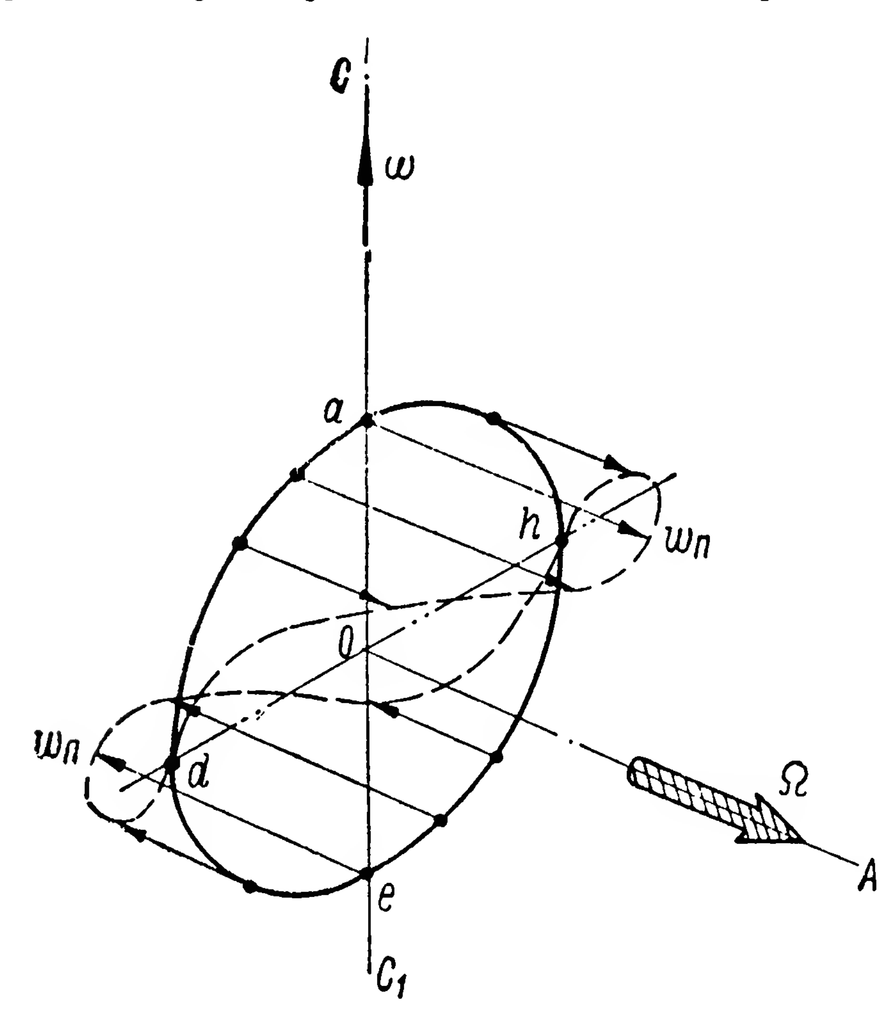


Рис. 22. Диаграмма изменения поворотного ускорения

Если повторить их для каждой точки окружности, по которой перемещается тело в процессе своего движения вокруг оси OA, и отложить величину поворотного ускорения, учитывая одновременно и его направление, то получим своеобразную диаграмму (рис. 22) изменения поворотного ускорения в зависимости от угла $\Omega\Delta t$ поворота тела вокруг оси OA (рис. 21). Из полученной диаграммы следует, что величина поворотного ускорения $w_п$ достигает максимального значения в точках a и e и становится равной нулю в точках d и h, в которых происходит изменение направления вектора $w_п$.

§ 10. Момент гироскопической реакции

Для того чтобы тело двигалось с поворотным ускорением $w_п$, необходимо, так же как и при сообщении телу любого другого ускорения (рис. 13), воздействовать на него внешним усилием. Сделанное утверждение может быть легко проверено на опыте с помощью установки, представляющей собой поворотный стол (рис. 23), на котором установлены два соединенных между собой круглым резиновым ремнем шкива.

Ремень туго надевается на шкивы. Поэтому для того, чтобы отклонить его от вертикальной плоскости шкивов, требуется значи-

тельное усилие, направленное вдоль осей вращения последних. Усилие это может быть измерено специальным пружинным динамометром, установленным на поворотном столе между шкивами.

Оставляя стол неподвижным, приведем шкивы во вращение, включив для этого электрический двигатель смонтированный на поворотном столе. В результате ремень начнет перемещаться вдоль стола с некоторой скоростью v (рис. 24, *а*). Опыт показывает, что перемещение ремня в этом случае будет происходить строго в вертикальной плоскости шкивов Однако достаточно сообщить столу вращение вокруг оси CC_1 с той или иной скоростью ω (рис. 24, *б*), чтобы картина резко изменилась. Ветви ремня изогнутся в горизонтальной плоскости и притом во взаимно противоположных направлениях. При перемещении ремня вдоль стола со скоростью v и одновременном вращении совместно со столом вокруг оси CC_1

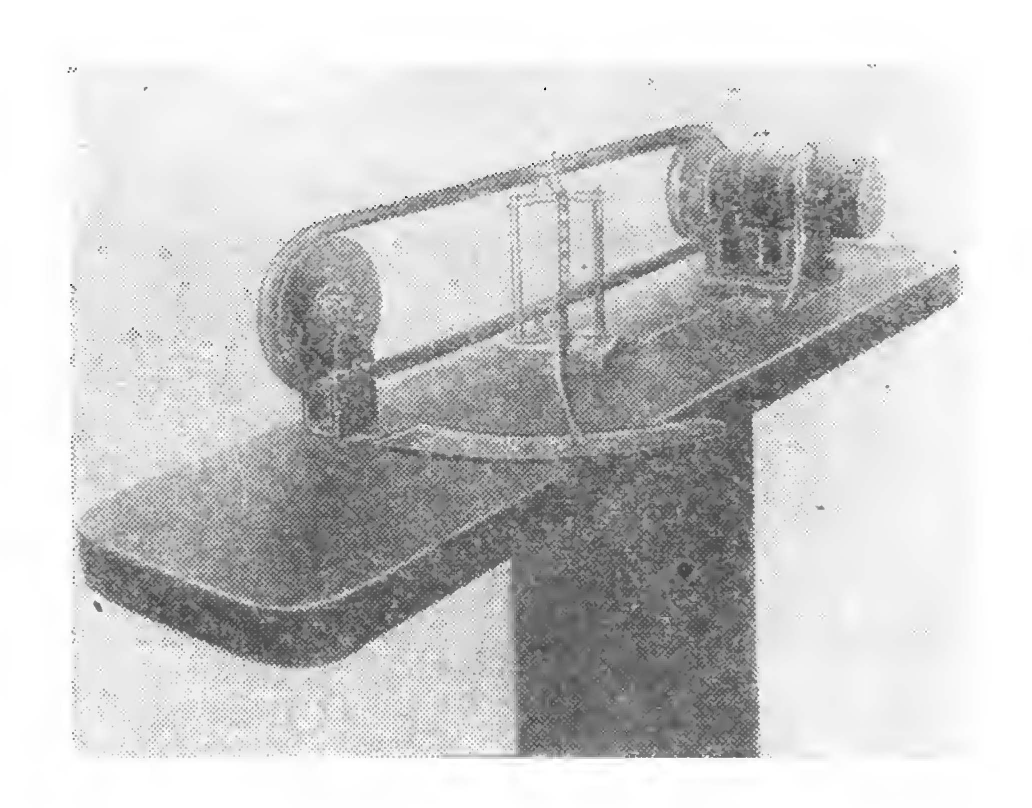


Рис. 23. Стенд для демонстрации сил инерции, возникающих при поворотном ускорении

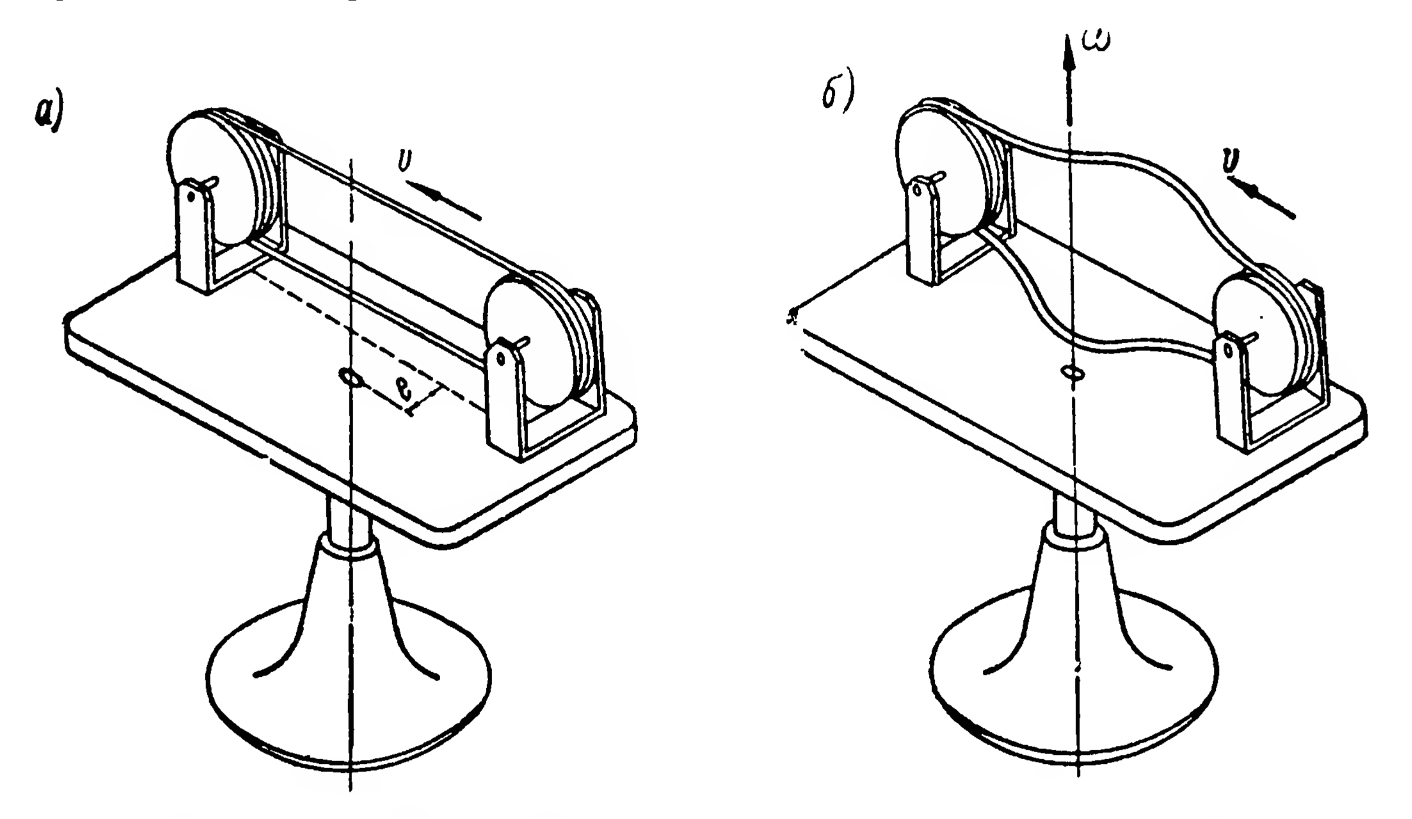


Рис. 24. Изгиб ремня при поворотном ускорении

с угловой скоростью ω материальные частицы, составляющие тело ремня, будут перемещаться с поворотным ускорением. В силу присущей их массам инерции, стремясь сохранить свое прежнее направление движения, они начнут отклоняться от вертикальной плоскости вращения шкивов, вытягивая ремень в горизонтальной плоскости.

Но при растяжении ремня будут возникать упругие силы, стремящиеся вернуть его отклонившиеся материальные частицы к совмещению с плоскостью вращения шкивов. Именно эти силы упругости резинового ремня и будут преодолевать силы инерции его массы в рассматриваемом случае движения.

Для большей убедительности опыта ось CC_1 вращения стола (рис. 24, *а*) не совмещена с плоскостью вращения шкивов и отстоит от нее на расстоянии *е*, что позволяет подтвердить тот факт, что прогиб ветвей ремня порождается не действием центробежных сил. В самом деле, если бы причиной прогиба ремня в горизонтальной плоскости являлись центробежные силы, возникающие при вращении стола вокруг оси CC_1, то обе ветви ремня получили бы изгиб в одном и том же направлении, так как они смещены относительно оси CC_1 в одном направлении и на одну и ту же величину *е*.

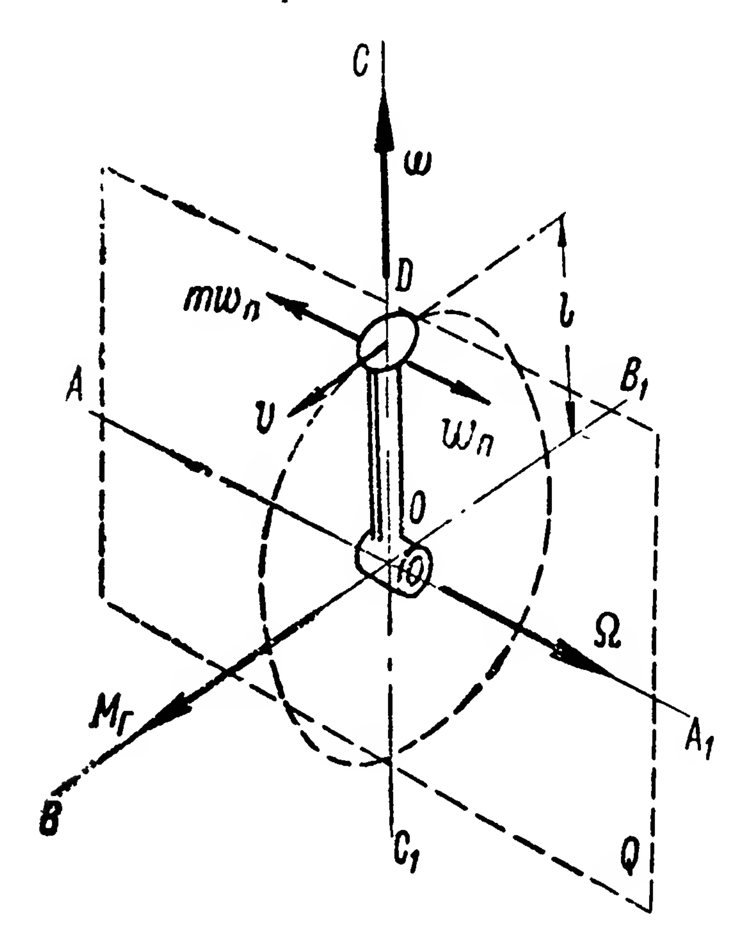


Рис 25. Момент гироскопической реакции

Таким образом, очевидно, что изгиб ветвей ремня произошел вследствие инерции массы его материальных частиц, сопротивляющихся движению с поворотным ускорением. Для подтверждения сказанного достаточно изменить направление вращения стола или шкивов. В этом случае сразу же изменится направление поворотного ускорения отдельных частиц ремня, и поэтому произойдет изменение направления изгиба ветвей ремня. Если первоначально верхняя ветвь ремня изгибалась в горизонтальной плоскости влево, а нижняя — вправо (рис. 24, *б*), то теперь направления их изгибов изменяются на обратные.

Описанные опыты убедительно показывают, что при сообщении телу поворотного ускорения возникает сопротивление сил инерции его массы, что имеет существенное значение при работе различных механизмов, машин и приборов. В некоторых случаях (при больших вращающихся массах) величина указанного сопротивления достигает значительных размеров, что приводит даже к разрушению отдельных деталей механизмов. Вот почему для предупреждения таких нежелательных последствий необходимо всякий раз предварительно определять величину нагрузок, обусловливаемых поворотным ускорением, которое возникает при врашении деталей механизмов около двух осей одновременно.

Нам уже известно, что при одновременном вращении тела вокруг двух осей AA_1 и CC_1 с угловыми скоростями Ω и ω последнее

перемещается с поворотным ускорением $w_п$, направленным вдоль оси AA_1 (рис. 25). Для осуществления движения тела с указанным ускорением необходимо преодолеть силу инерции $mw_п$, направленную противоположно ускорению $w_п$.

Нетрудно заметить, что сила инерции $mw_п$ будет создавать момент $M_г$ относительно оси BB_1. Этот момент, равный по величине произведению силы инерции $mw_п$ на длину l перпендикуляра, опущенного из точки O на направление линии действия силы $mw_п$, и носит название момента гироскопической реакции.

Момент $M_г$, создаваемый силой инерции $mw_п$, так же как и момент любой другой силы, удобно представить вектором. В данном случае вектор момента гироскопической реакции $M_г$ будет совмещен с осью BB_1, проходящей через точку O перпендикулярно плоскости Q, содержащей в себе вектор силы инерции $mw_п$ и точку O. Направление вектора момента $M_г$ выбирают таким образом, чтобы сила $mw_п$ при наблюдении за ней с конца вектора создавала момент, направленный против часовой стрелки.

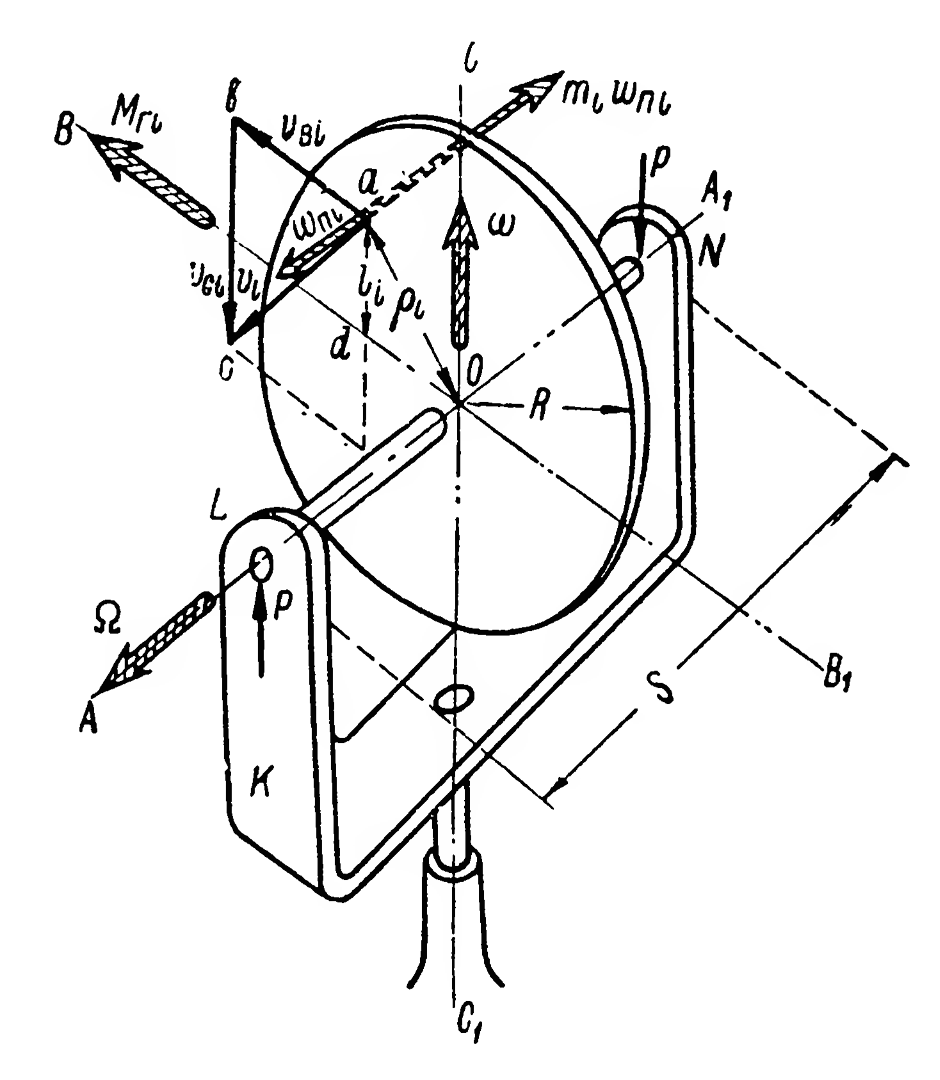


Рис. 26. Схема для определения момента гироскопической реакции ротора

Учитывая, что в технике, как правило, приходится встречаться с вращающимися телами цилиндрической формы, вычислим величину момента гироскопической реакции массы такого тела при его вращении одновременно вокруг двух осей. Представим себе ротор, смонтированный в подшипниках L и N на основании K (рис. 26), которое имеет свободу вращения вокруг оси CC_1. Если такому ротору сообщить вращение вокруг оси AA_1 с угловой скоростью Ω, а основанию K — вращение вокруг оси CC_1 с угловой скоростью ω, то материальные частицы, составляющие тело ротора, получат движение с поворотным ускорением.

Как уже говорилось ранее, величина поворотного ускорения, при прочих равных условиях, зависит от направления вектора v по отношению к оси CC_1. При перпендикулярности вектора v к оси CC_1 поворотное ускорение максимально, в случае же их параллельности величина последнего становится равной нулю. Таким образом, различные материальные частицы тела ротора будут перемещаться с различным поворотным ускорением. Нетрудно заметить,

что окружную скорость v_i любой точки ротора можно разложить на две составляющие скорости: v_{Ci} — вдоль оси CC_1 и v_{Bi} — вдоль оси BB_1. Именно наличие у материальной частицы скорости v_{Bi} и будет обусловливать движение данной частицы с поворотным ускорением. Чем больше скорость v_{Bi}, тем больше величина поворотного ускорения.

Положение любой произвольно выбранной точки a в теле ротора может быть определено ее расстояниями ρ_i от оси AA_1 и l_i от оси BB_1. Тем самым будет определена и величина ее скорости v_{Bi} вдоль оси BB_1. Учитывая подобие треугольников abc и ado, можем записать

$$\frac{ab}{aC} = \frac{ad}{aO},$$

или, учитывая значения указанных геометрических отрезков,

$$\frac{v_{Bi}}{v_i} = \frac{l_i}{\rho_i},$$

отсюда находим

$$v_{Bi} = v_i \frac{l_i}{\rho_i}.$$

Но при вращении ротора вокруг оси AA_1 с угловой скоростью Ω скорость v_i любой его точки будет равна произведению $\Omega\rho_i$ и, следовательно,

$$v_{Bi} = \Omega\rho_i \frac{l_i}{\rho_i} = \Omega l_i.$$

Зная скорость v_{Bi} выбранной точки, можно определить, пользуясь формулой (2), величину ее поворотного ускорения

$$w_{\text{п}i} = 2v_{Bi}\omega = 2\Omega\omega l_i.$$

Масса m_i материальной частицы, расположенной вблизи выбранной точки ротора, будет создавать при сложном движении последнего сопротивление, определяемое величиной силы инерции,

$$m_i w_{\text{п}i} = 2m_i\Omega\omega l_i.$$

Указанная сила инерции направлена противоположно поворотному ускорению $w_{\text{п}i}$, поэтому, действуя относительно оси BB_1 на плече l_i, она будет создавать момент гироскопической реакции

$$M_{\text{г}i} = m_i w_{\text{п}i} l_i = 2m_i \Omega\omega l_i^2.$$

Такой по величине момент гироскопической реакции будет создавать лишь одна материальная точка произвольно выбранная в теле ротора. Если же общее количество материальных точек, состав-

ляющих тело ротора, равно n, то все они, взятые вместе, будут создавать суммарный гироскопический момент, равный

$$M_г = 2\Omega\omega\left(m_1 l_1^2 + m_2 l_2^2 + m_3 l_3^2 + \ldots + m_n l_n^2\right).$$

В последнем равенстве величина $2\left(m_1 l_1^2 + m_2 l_2^2 + m_3 l_3^2 + \ldots + m_n l_n^2\right)$ носит название момента инерции ротора относительно оси AA_1 его собственного вращения. Величину указанного момента инерции условимся обозначать буквой J, в соответствии с чем перепишем последнее равенство в следующем виде:

$$M_г = J\Omega\omega, \qquad (3)$$

где J — момент инерции ротора относительно оси AA_1, *г·см·сек*^{2};

Ω — угловая скорость собственного вращения ротора вокруг оси AA_1, рад./сек.;

ω — угловая скорость вращения ротора вокруг оси CC_1, которую в отличие от угловой скорости собственного вращения условимся называть угловой скоростью вынужденного поворота ротора, или просто вынужденной угловой скоростью, $\frac{1}{сек}$.

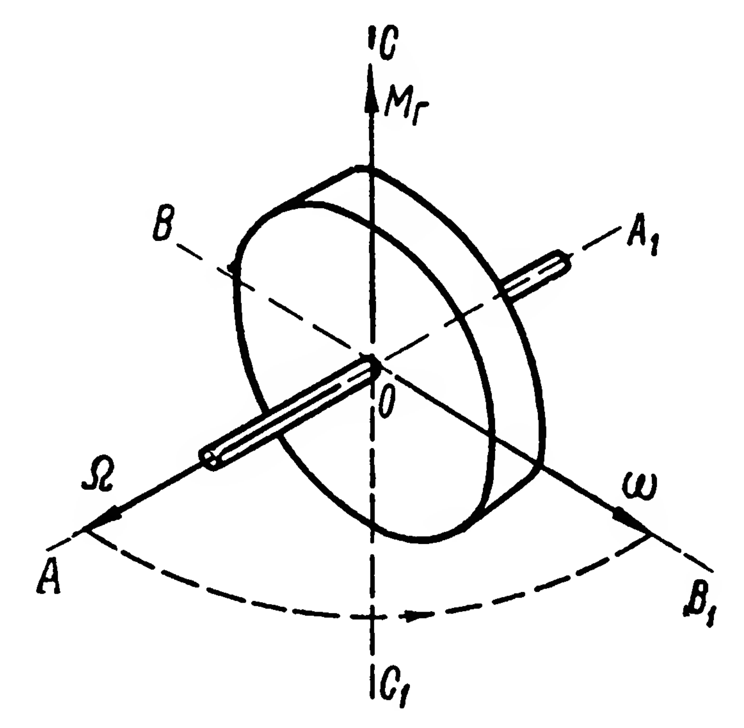


Рис. 27 Схема для определения направления действия гироскопического момента

Полученная формула (3) позволяет вычислить значение момента гироскопической реакции для любой детали, имеющей форму диска и вращающейся одновременно вокруг двух осей. Момент гироскопической реакции $M_г$ массы ротора, возникающий при его одновременном вращении вокруг осей AA_1 и CC_1 (рис. 26), будет создавать дополнительную нагрузку P, действующую на подшипники L и N, величина которой будет зависеть от расстояния S между ними и определяться равенством

$$P = \frac{M_г}{S} = \frac{J\Omega\omega}{S}. \qquad (4)$$

При практическом использовании гироскопического эффекта существенное значение имеет не только величина, но и направление действия момента гироскопической реакции. Пользуясь схемой (рис. 26), заметим, что момент гироскопической реакции (в дальнейшем для краткости условимся называть просто гироскопическим моментом) как бы стремится повернуть ротор вокруг оси BB_1 таким образом, чтобы его ось AA_1 кратчайшим путем пришла к совмещению с осью CC_1 вынужденного поворота.

Рассмотренное действие гироскопического момента будет иметь место при вынужденном повороте быстро вращающегося ротора вокруг любой оси, не совпадающей с осью AA_1. Для определения направления действия момента $M_г$ может быть сформулировано следующее правило: при сообщении ротору, вращающемуся со скоростью Ω вокруг оси AA_1, одновременного вращения со скоростью ω вокруг какой-либо другой оси, перпендикулярной первой, возникает гироскопический момент $M_г$. Вектор его (рис. 27) будет перпендикулярен векторам скоростей Ω и ω и направлен в ту сторону, откуда совмещение вектора Ω по кратчайшему расстоянию с вектором ω будет казаться происходящим против часовой стрелки.

§ 11. Закон прецессии

Рассмотрим случай движения гироскопа под действием внешних сил. Для лучшего уяснения природы этого движения разберем предварительно несколько простых примеров.

Закрепим установленный на корпусе K стопорный винт d (рис. 28) и, лишив тем самым гироскоп свободы вращения вокруг оси CC_1, сообщим его ротору вращение вокруг оси AA_1 со скоростью Ω. Как только эта скорость достигнет достаточной величины, приведем корпус K в движение вокруг оси CC_1 со скоростью $\omega_К$ Так как ротор не может вращаться вокруг этой оси самостоятельно, то он будет вынужден перемещаться вокруг оси CC_1 совместно с корпусом K.

Если бы у гироскопа была ликвидирована свобода вращения и вокруг оси BB_1, то данный случай явился бы повторением рассмотренного выше примера движения ротора (рис. 26), имеющего свободу вращения только вокруг оси AA_1. Но в нашем опыте ротор свободно вращается около оси BB_1. Поэтому материальные точки его тела, стремясь в силу инертности их массы сохранить неизменным направление своего движения, начнут отклоняться от плоскости COB (рис. 28). Поворот ротора вокруг оси BB_1 будет происходить до тех пор, пока главная ось AA_1 гироскопа не совместится с осью CC_1 его вынужденного поворота, т. е. пока не совместятся векторы угловых скоростей Ω и $\omega_К$ (рис. 29).

На основании разобранной выше схемы (рис. 26) можно утверждать, что поворот ротора вокруг оси BB_1 и в данном случае будет происходить в направлении, при котором совмещение вектора собственной угловой скорости Ω с вектором угловой скорости $\omega_К$ вынужденного вращения совершается по кратчайшему расстоянию. Поэтому, представляя угловую скорость поворота ротора вокруг оси BB_1 вектором ω, мы должны направить его перпендикулярно векторам Ω и $\omega_К$ в сторону, откуда совмещение этих векторов будет казаться происходящим против часовой стрелки (см. рис. 28).

Возможность поворота ротора вокруг оси BB_1 может быть ликвидирована. Для этого достаточно ограничить свободу вращения гироскопа вокруг оси BB_1 грузом P (рис. 30), величину которого необходимо подобрать так, чтобы создаваемый им на плече l момент Pl был равен по величине, но противоположен по направлению гироскопическому моменту $J\Omega\omega_K$. При этом условии инерция массы ротора будет преодолена и последний будет вынужден совершать одновременно вращение вокруг двух осей AA_1 и CC_1, сопровождаю-

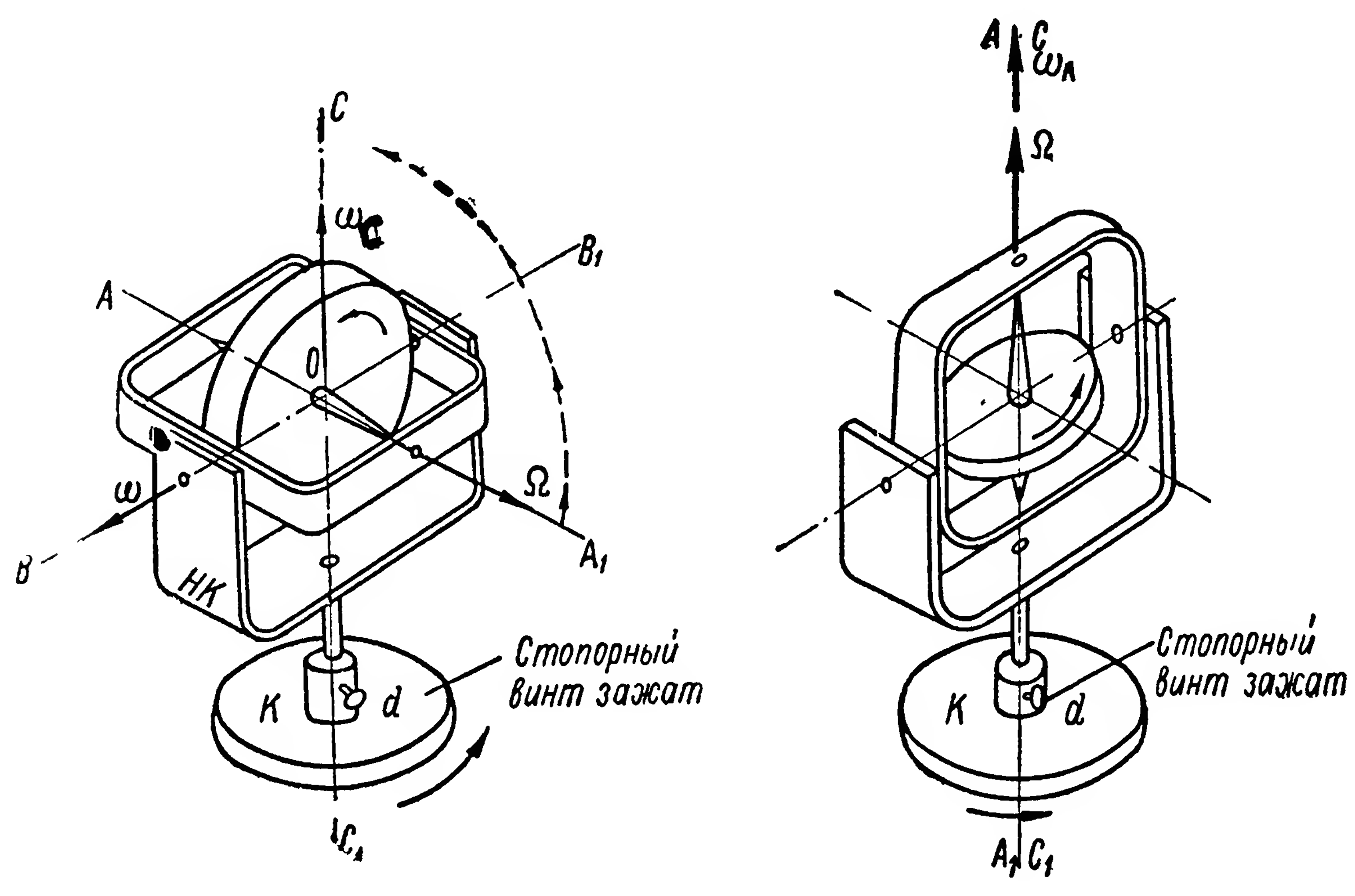


Рис. 28. Схема движения гироскопа при вынужденном повороте

Рис. 29. Совмещение главной оси гироскопа с осью его вынужденного поворота

щееся поворотным ускорением. Ротор гироскопа уже не будет поворачиваться вокруг оси BB_1, и, следовательно, его угловая скорость ω будет равна нулю.

Таким образом, для преодоления сопротивления сил инерции, возникающих при сообщении ротору гироскопа вращения одновременно вокруг двух осей AA_1 и CC_1, на гироскоп потребовалось воздействовать относительно оси BB_1 внешними силами, момент которых равен

$$M = Pl = J\Omega\omega_K.$$

Освободим теперь стопор d, обеспечив свободу вращения гироскопа вокруг оси CC_1 по отношению к корпусу K (рис. 31). Очевидно, что с этого момента гироскоп уже не будет участвовать во вращении корпуса K. Поэтому прекратим поворот корпуса вокруг оси CC_1 и рассмотрим характер движения гироскопа, обладающего свободой вращения относительно всех трех осей AA_1, BB_1 и CC_1, в результате воздействия на него внешнего момента $M = Pl$.

В первое мгновение гироскоп под влиянием внешнего момента Pl начнет ускоренно вращаться вокруг оси BB_1. Тем самым его ротор сразу же с момента освобождения стопора d получит вращение одновременно вокруг двух взаимно-перпендикулярных осей AA_1 и BB_1. При этом условии ротор гироскопа, обладающий свободой вращения относительно еще и третьей оси CC_1 вследствие инерции масс материальных частиц, составляющих его тело, начнет поворачиваться вокруг оси CC_1 (см. рис. 28 и 29).

Чем больше величина ускорения при движении ротора вокруг оси BB_1, тем с большей интенсивностью будет возрастать величина

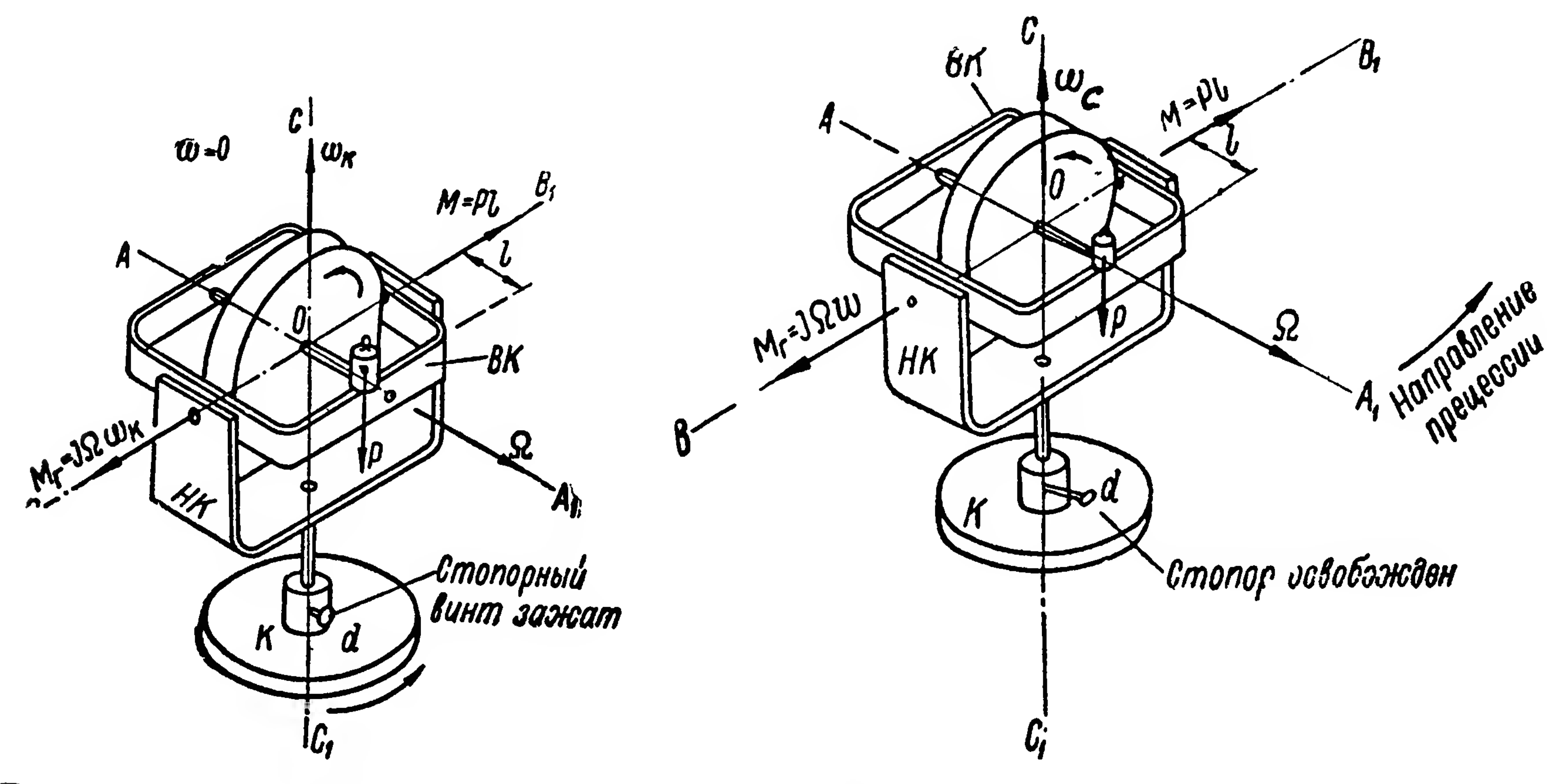


Рис. 30. Случай равенства гироскопического и внешнего моментов

Рис. 31. Прецессия гироскопа

угловой скорости ω вращения гироскопа вокруг оси CC_1, а следовательно, и величина вызываемого ею гироскопического момента $M_г = J\Omega\omega$. Действуя относительно оси BB_1, гироскопический момент в течение весьма малого промежутка времени возрастет до величины внешнего момента $M = Pl$.

Таким образом, почти мгновенно наступит равенство моментов $J\Omega\omega$ и Pl, имеющих, как это видно из схемы противоположные направления. Условие равенства моментов M и $M_г$ позволяет определить угловую скорость ω, установившегося так называемого прецессионного движения гироскопа вокруг оси CC_1

$$\omega = \frac{M}{J\Omega} = \frac{Pl}{J\Omega}. \tag{5}$$

Полученное уравнение (5) выражает закон прецессионного движения, или сокращенно прецессии гироскопа, являющийся основным при рассмотрении вопросов прикладного использования гироскопических свойств быстро вращающихся масс.

Нетрудно установить следующее правило для определения направления угловой скорости прецессии. При воздействии на

гироскоп, обладающий свободой вращения вокруг всех трех осей подвеса, внешними силами, момент которых равен М, возникает прецессионное движение с угловой скоростью ω, вектор которой направлен перпендикулярно векторам угловой скорости Ω собственного вращения ротора и момента М действующих на гироскоп внешних сил (рис. 32). При этом направление вектора ω должно быть выбрано таким образом, чтобы при наблюдении за прецессионным движением с конца вектора ω последнее казалось бы происходящим против часовой стрелки.

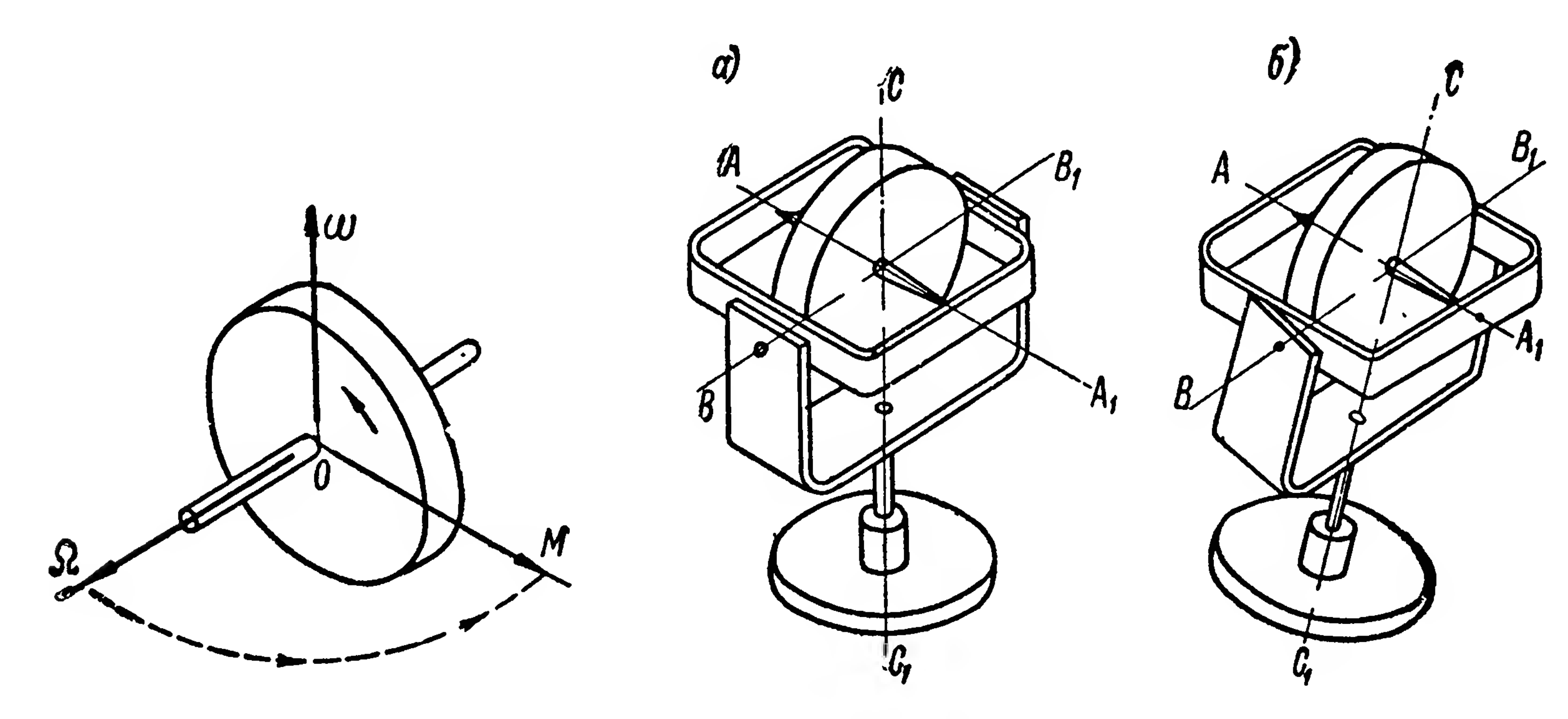


Рис. 32. Схема для определения направления прецессии

Рис. 33. Схема стабилизации главной оси гироскопа в пространстве

Из уравнения (5) следует также, что угловая скорость ω прецессионного движения находится в прямой зависимости от момента М внешних сил и в обратной — от произведения $J\Omega$, называемого кинетическим моментом гироскопа. Если величина момента М увеличивается, то растет и угловая скорость ω прецессии гироскопа. С другой стороны, угловая скорость ω прецессии тем меньше, чем больше, при прочих равных условиях, кинетический момент гироскопа $J\Omega$.

При отсутствии момента внешних сил нет и прецессионного движения. Гироскоп в этом случае будет оставаться стабильным в пространстве. Поэтому, устранив воздействие на гироскоп моментов внешних сил, можно его корпусу придавать произвольные наклоны (рис. 33, *а* и *б*) При всех этих эволюциях главная ось AA_1 будет сохранять свое первоначальное положение неизменным в пространстве. Это свойство гироскопа широко используется в технике во всех случаях, когда требуется на качающейся платформе сохранить стабильным то или иное направление.

Английский ученый Перри в своей книге «Вращающийся волчок» писал, что «если бы глубокому исследованию поведения волчка было уделено больше внимания, то наши достижения в области технической механики и многих отраслей промышленности были бы

более значительны». С тех пор прошло много времени, и изучение законов движения гироскопа вылилось в самостоятельную отрасль научных знаний, пополняющуюся с каждым годом все новыми и новыми исследованиями.

Наибольший вклад в науку о гироскопе был сделан русскими учеными. Работы О. И. Сомова, Д. К. Бобылева, В. А. Стеклова, С. В. Ковалевской, Г К. Суслова, Н. Е. Жуковского, А С. Домогарова и др., посвященные изучению гироскопических явлений, признаны классическими во всем мире Науке о гироскопе посвятили свой труд и зарубежные ученые: француз Богер, немцы Мартинсен, Шулер, Клейн, Зоммерфельд, Граммель, Магнус, англичане Грей, Роулингс и др.

Одновременно с теоретическими исследованиями усиленно проводились работы по изысканию средств сообщения ротору гироскопа вращения вокруг его главной оси AA_1 (рис. 10) с максимально возможной угловой скоростью Ω и сохранения ее постоянной. Кроме того, проводились работы по обеспечению вращения гироскопа вокруг осей подвеса BB_1 и CC_1 с минимальным трением. Сложность этих двух проблем долгое время тормозила использование гироскопа для практических целей. И только после того, когда в качестве привода ротора гироскопа были использованы газовая турбина и электрический двигатель, а в качестве опор подвеса — шариковые подшипники, гироскопические приборы начали применяться в технике.

Особо широкое развитие гироскопическое приборостроение получило в нашей стране после Великой Октябрьской социалистической революции. Советские ученые А. Н. Крылов, Б. В. Булгаков, Е. Л. Николаи, Б. И. Кудревич, А. И. Лурье, А. Ю. Ишлинский, Н. В. Бутенин и многие их ученики и последователи своими работами создали прочную теоретическую базу для практического использования гироскопа. Творческое содружество советских ученых с работниками промышленности и, в частности, с выдающимися советскими конструкторами Н. Н. Остряковым, В. И. Кузнецовым, С. Ф. Фармаковским, Е. Ф. Антиповым, Е. В. Ольманом, Р. Г. Чачикяном и многими другими талантливыми инженерами обеспечило оснащение советского морского и воздушного флотов высококачественными гироскопическими приборами и содействовало внедрению гироскопа в самые различные области техники.

ГЛАВА III

ПРОЯВЛЕНИЯ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ЭФФЕКТА

12. Гироскопический эффект в используемых человеком машинах

С проявлениями гироскопического эффекта в нашей повседневной жизни мы встречаемся столь часто, что во многих случаях не обращаем на него особого внимания. Например, вряд ли кто задумывается над тем, почему при езде на велосипеде человек совершенно инстинктивно смещает тело в сторону желаемого поворота. А между тем мы являемся свидетелями практического использования гироскопического эффекта. Рассмотрим этот пример подробнее.

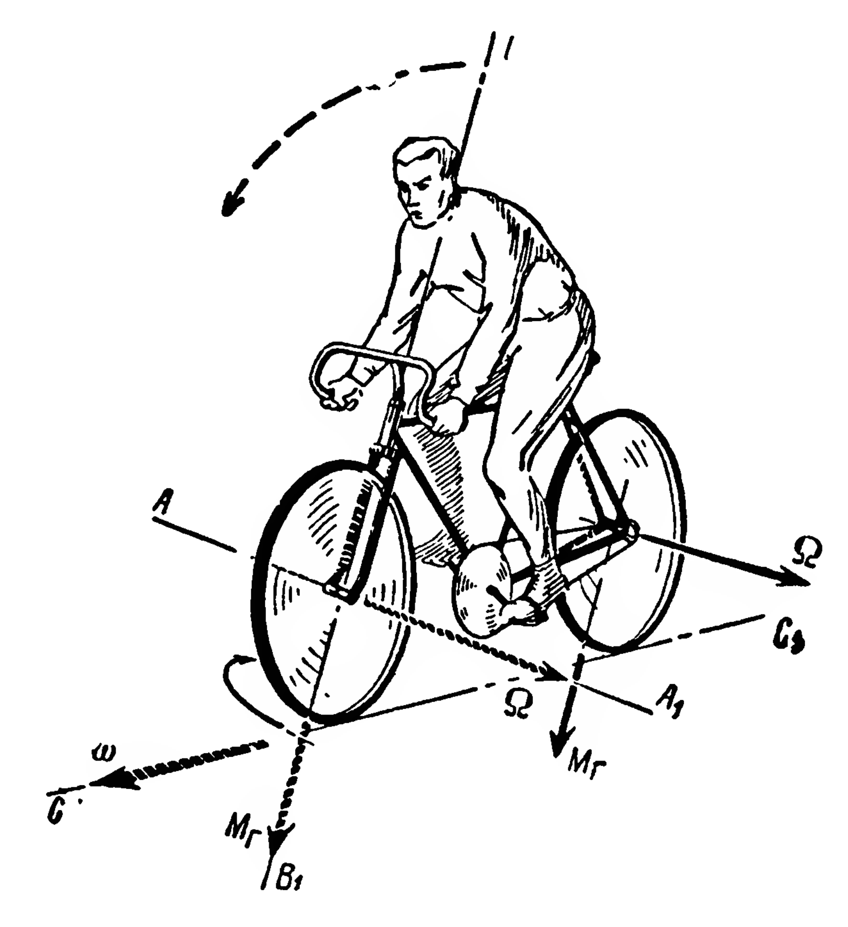


Рис. 34. Проявление гироскопического момента при повороте велосипеда

Предположим, что велосипедисту, едущему в направлении CC_1 (рис. 34), необходимо сделать поворот в правую сторону. Совершенно инстинктивно он смещает центр тяжести своего тела, стремясь как бы повалить машину в сторону желаемого поворота.

Такое отклонение велосипеда от вертикального положения является по существу его поворотом вокруг оси CC_1, происходящим с некоторой угловой скоростью ω. Естественно, что с этой же скоростью будут поворачиваться вокруг оси CC_1 и оба велосипедных колеса. Однако вращение со скоростью ω для колес велосипеда не будет единственным, так как при движении они вращаются еще и вокруг своих осей AA_1 с угловой скоростью Ω. Поэтому, как только велосипеду будет сообщено принудительное движение вокруг оси CC_1, возникнут гироскопические моменты $M_г = J\Omega\omega$, величины которых согласно равенству (3), будут зависеть от момента инерции J колеса относительно оси AA_1 и обеих угловых скоростей Ω и ω.

Гироскопический момент, порождаемый инерцией массы заднего колеса, имеющего только одну степень свободы по отношению к раме велосипеда будет погашен в подшипниках, жестко в ней закрепленных. Но поведение переднего колеса, имеющего по отношению к раме свободу вращения в рулевой колонке вокруг оси BB_1, будет иным. Масса его, сопротивляясь изменению положения в пространстве оси AA_1 своего вращения, начнет совершать поворот вокруг оси BB_1, совпадающий по направлению с действием гироскопического момента $M_г$, т. е. именно в том направлении, которое необходимо было для правого поворота велосипеда. Тем самым гироскопический момент переднего колеса «помогает» велосипедисту сделать требуемый поворот.

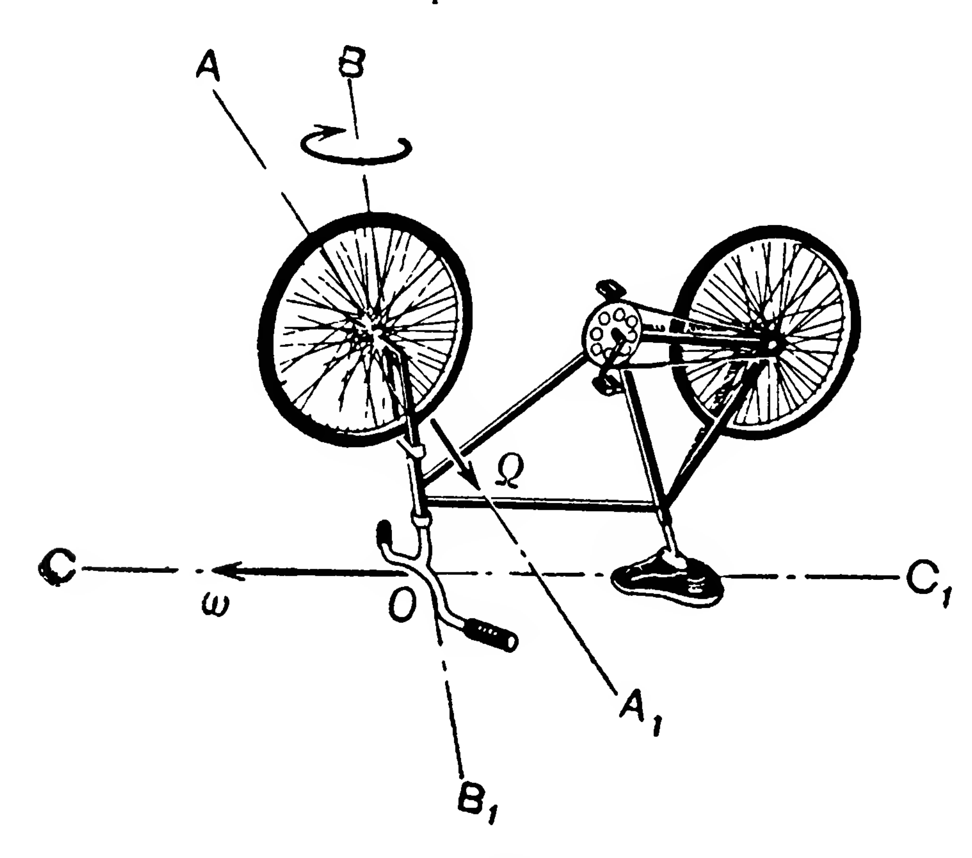


Рис. 35. Опыт с велосипедным колесом

Описанный эффект наиболее ощутимо проявляется при езде на велосипеде без управления. Многие, конечно, знают, что достаточно незначительно наклонить машину в ту или иную сторону, чтобы совершить поворот. В этом легко может убедиться даже и неумеющий ездить на велосипеде. Поставьте велосипед на пол вверх колесами, как это показано на рис. 35. Раскрутите переднее колесо вокруг оси AA_1 с максимально возможной угловой скоростью Ω и попробуйте сообщить раме велосипеда наклон вокруг оси CC_1. Вы убедитесь в том, что переднее колесо почти мгновенно повернется вокруг оси BB_1 вилки велосипеда на угол, равный 90°. Этот опыт аналогичен приведенному выше эксперименту с лабораторной моделью гироскопа (рис. 28).

С проявлением гироскопического эффекта приходится считаться при использовании многих машин и механизмов, имеющих вращающиеся детали, оси которых с течением времени изменяют свое положение в пространстве.

Гироскопический эффект широко используется также в разнообразных приборах и устройствах, предназначенных для стабилизации тех или иных тел в заданном положении.

Однако возникновение гироскопического момента не во всех случаях играет положительную роль. Часто он является нежелательным. Так, например, гироскопический момент, возникающий при полете самолета, является одной из причин, порождающих ошибки пилотирования. Одним из источников, обусловливающим его возникновение, является воздушный винт (рис. 36).

Обладая моментом инерции J относительно оси Ox, он при вращении вокруг нее с угловой скоростью Ω развивает большой по величине кинетический момент $J\Omega$. Поэтому всякий раз, как только самолет начинает совершать поворот либо вокруг поперечной оси Oy, либо вокруг курсовой Oz, масса винта получает вращение вокруг двух осей одновременно.

Так, при совершении самолетом разворота вокруг оси Oz влево (рис. 36, *а*) его винт будет совершать вращение одновременно вокруг осей Ox и Oz с угловыми скоростями Ω и ω.

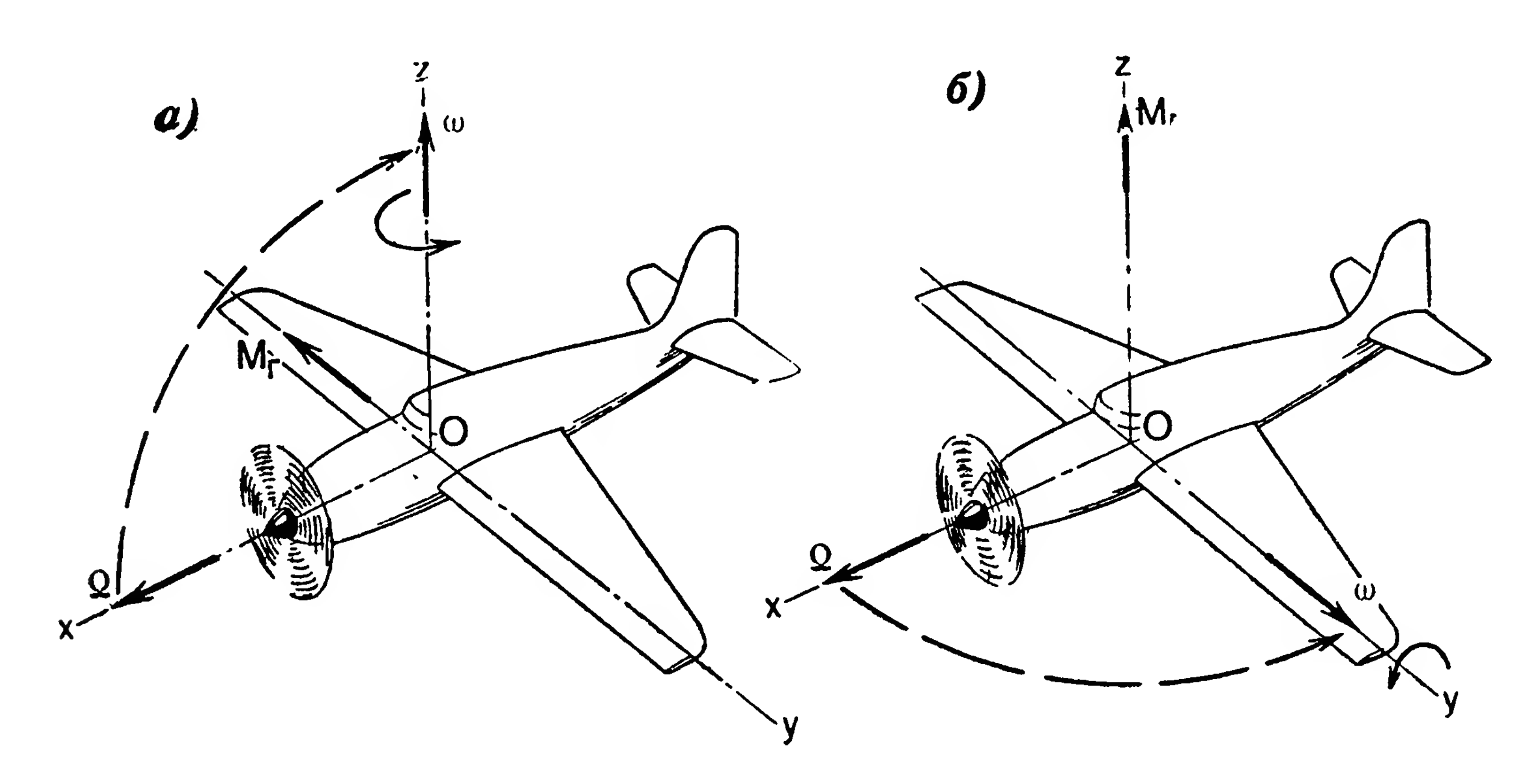


Рис. 36. Проявление гироскопического эффекта при поворотах самолета

В итоге движение винта будет происходить с поворотным ускорением, вследствие чего инерция его массы создаст сопротивление указанному вращению. До тех пор пока гироскопический момент $M_г = J\Omega\omega$, характеризующий величину указанного сопротивления, не погасится летчиком соответствующим поворотом рулей глубины, нос машины будет задираться кверху Если разворот выполняется вправо, то вследствие инерции массы винта нос самолета будет опускаться вниз.

При поворотах вокруг поперечной оси Oy, например, против часовой стрелки (рис. 36, *б*), в силу тех же причин нос самолета будет отклоняться в левую сторону. При противоположном повороте вокруг той же оси он сместится от заданного курса вправо. Вот почему при поворотах самолета приходится применять дополнительные усилия для погашения гироскопических моментов, порождаемых инерцией массы воздушного винта.

Проявления гироскопического момента встречаются и на кораблях. Они вызываются вращающимися роторами двигателей, паровых турбин, вентиляторов, гребных винтов и т. п.

Сосредоточивая мысленно массу всех вращающихся деталей механизмов корабля в роторе его паровой турбины (рис. 37), вра-

щающемся вокруг продольной оси OA с угловой скоростью Ω, нетрудно показать, что при поворотах корабля вокруг осей OB или OC будут возникать явления, аналогичные описанным выше. Представим себе, что нос судна начал подниматься на волну, в результате чего оно совершает поворот вокруг оси OB с некоторой угловой скоростью ω. При этом условии масса ротора турбины вращается одновременно вокруг двух осей OA и OB с угловыми скоростями Ω и ω.

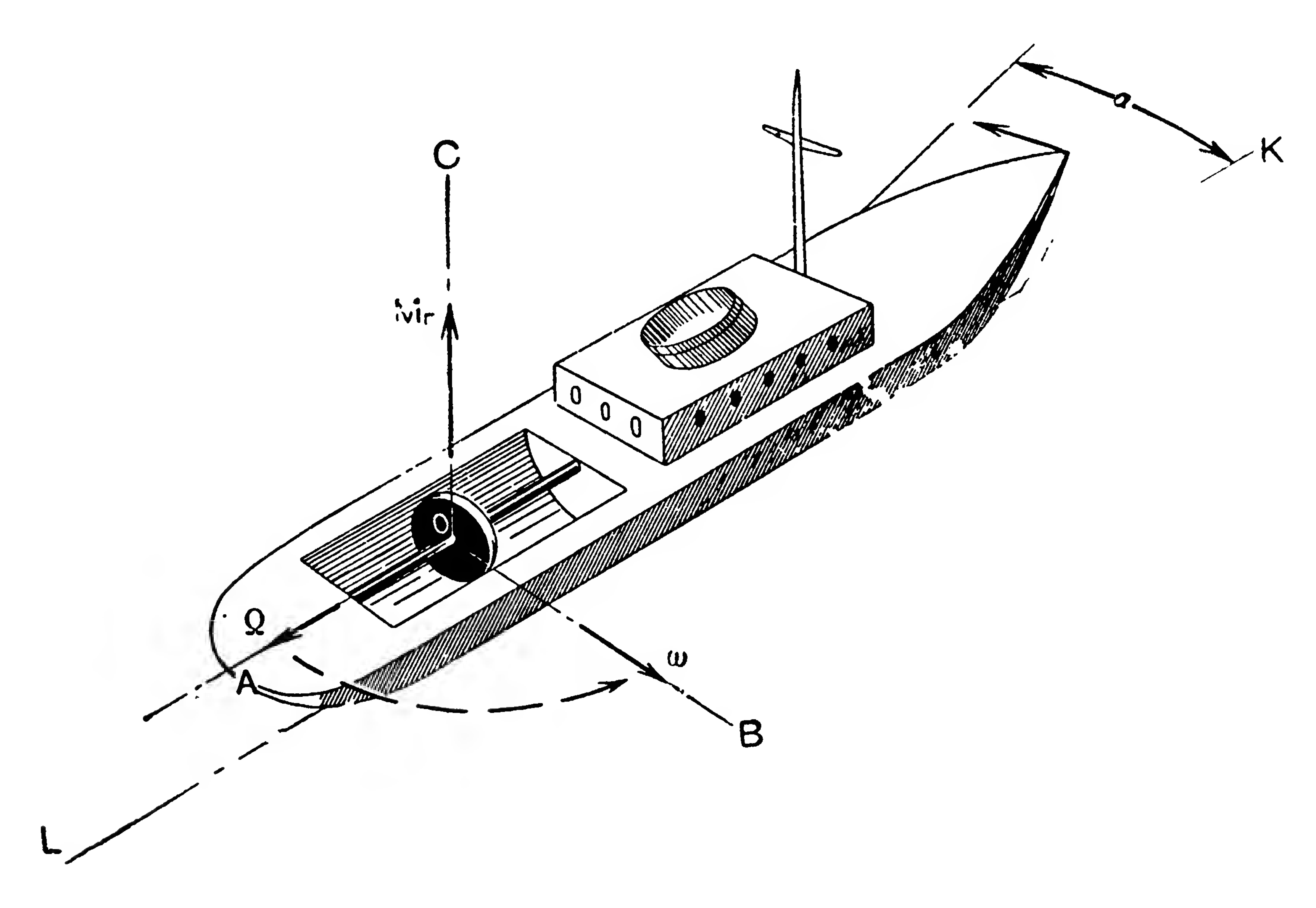


Рис. 37. Проявление гироскопического эффекта при качке корабля

Инерция массы ротора турбины будет оказывать сопротивление усилиям, сообщающим ротору вынужденное движение. Стремясь сохранить свое вращение в прежней плоскости, масса ротора обусловит отклонение корабля от заданного курса LK влево. Это отклонение будет происходить до тех пор, пока соответствующей перекладкой руля не погасят гироскопический момент $M_г = J\Omega\omega$. В результате корабль сместится от заданного курса на величину некоторого угла α.

При обратном движении, когда носовая часть судна будет опускаться вниз, во впадину между двумя гребнями волн, инерция массы ротора турбины вызовет его отклонение от заданного курсового направления LK в правую сторону. При повороте судна в азимуте вокруг оси OC против часовой стрелки носовая часть в силу тех же причин будет зарываться в воду, а при повороте вокруг оси OC по часовой стрелке — подыматься над водой.

§ 13. Гироскопический эффект в явлениях природы

Многие явления, происходящие в природе, получают простое объяснение, если, рассматривая их с учетом гироскопического момента, возникающего всякий раз, как только массе того или иного тела сообщается движение с поворотным ускорением.

Попытаемся объяснить, например, общеизвестный факт размыва правых берегов рек северного полушария, текущих в направлении меридиана.

Предположим, что река A (рис 38) течет вдоль меридиана к Северному полюсу N. Масса воды, сосредоточенная в некотором объеме D, перемещаясь вдоль меридиана $SKDN$ со скоростью v, совершает тем самым движение вокруг оси O_3L, проходящей через центр Земли O_3 перпендикулярно плоскости меридиана $NDKS$. Угловая скорость Ω этого вращения будет зависеть от радиуса R Земли и равняться $\Omega = \frac{v}{R}$.

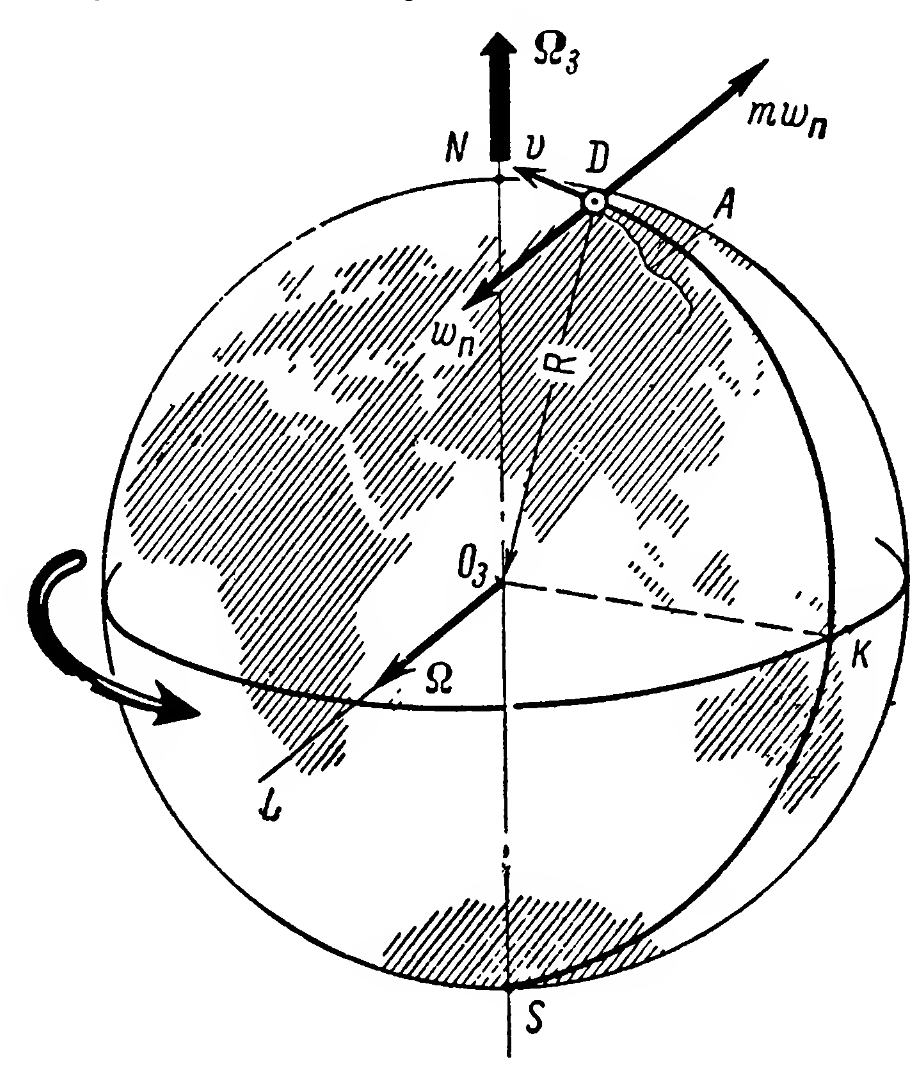


Рис. 38. Схема, объясняющая причины размывания правых берегов рек северного полушария

Одновременно масса воды совершает вместе с земным шаром непрерывное вращение вокруг земной оси NS. Как видим, масса воды, перемещающаяся по руслу реки, совершает движение одновременно вокруг двух осей: O_3L и NS, и, следовательно, движется с поворотным ускорением $w_п$. Учитывая, что суточное вращение Земли происходит с запада на восток, мы должны вектор угловой скорости Ω_3 земного вращения совместить с осью NS и направить в сторону полюса N.

Пользуясь формулой (2), нетрудно вычислить величину поворотного ускорения $w_п = 2v\Omega_3$, направление которого параллельно оси O_3L и тем самым перпендикулярно плоскости меридиана $NDKS$.

Инерция рассматриваемой массы воды будет оказывать сопротивление движению с поворотным ускорением $w_п$. Сила инерции $mw_п$ частицы воды, направленная противоположно поворотному ускорению, и будет непосредственно действовать на правый берег реки, размывая и постепенно разрушая его в большей степени, чем левый.

Проявлением гироскопического эффекта объясняются также направления некоторых ветров и морских течений. Известно, что в местностях, расположенных ближе к экватору, Солнце обогревает земную поверхность и окружающую ее воздушную оболочку более интенсивно, чем в районах, находящихся в высоких широтах. Вследствие этого массы воздуха у экватора, имея более высокую температуру, подымаются кверху, а им на смену поступают холодные потоки воздуха из высоких широт. Такое движение слоев воздуха в сторону экватора, протекающее в непосредственной близости у поверхности Земли, продолжается непрерывно, порождая постоянные ветры, дующие со скоростью 6—7 *м/сек.*

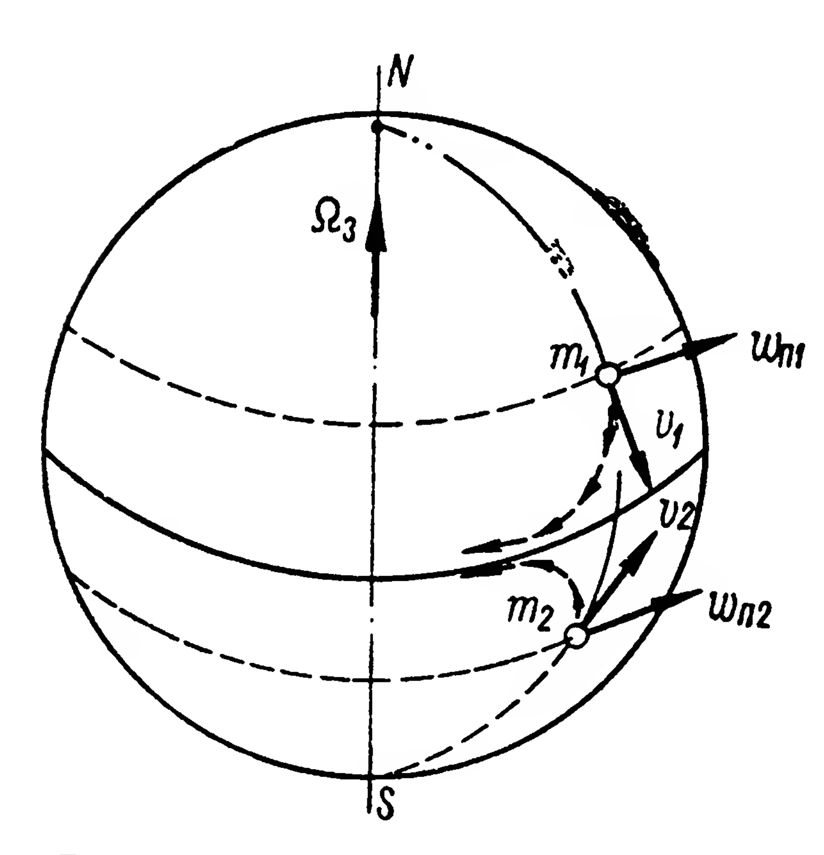


Рис. 39. Схема, объясняющая образование пассатов

Однако направление этих ветров не совпадает с плоскостью меридиана. Участвуя вместе с Землей в ее суточном вращении вокруг оси NS (рис. 39) с угловой скоростью Ω_3, массы воздуха m_1 и m_2 (условно ограниченные на схеме шаровыми объемами) одновременно перемещаются относительно земной поверхности со скоростями v_1 и v_2. Тем самым они оказываются в условиях движения с поворотными ускорениями $w_{п1}$ и $w_{п2}$, направленными к востоку.

Инерция масс воздушных потоков, оказывая сопротивление силам, порождающим поворотное ускорение, обусловит постепенное их отклонение к западу. Так возникают постоянно дующие у экватора в направлении на запад ветры, получившие название пассатов.

Перемещаясь вдоль экватора, пассаты увлекают за собой поверхностные воды океанов, образуя экваториальное течение, направленное с востока на запад (рис. 40). Достигая материков Земли, это течение разветвляется на северное и южное, по которым теплые воды тропиков устремляются в более холодные районы высоких широт.

В силу тех же причин, которые были рассмотрены выше при объяснении явлений размыва правых берегов рек северного полушария и возникновения пассатов, массы морской воды, перемещающиеся от экватора к географическим полюсам, начинают постепенно отклоняться от меридионального направления. Так, например, теплые воды, движущиеся от экватора к Южному полюсу S, следуя вначале вдоль восточных берегов материков Земли, постепенно смещаются влево. Охлаждаясь в высоких широтах южного полушария, они достигают западных берегов материков и, двигаясь да-

лее к экватору начинают вновь отклоняться влево, вливаясь в экваториальное течение.

Воды, перемещающиеся от экватора к Северному полюсу, непрерывно отклоняясь вправо, пересекают океаны и продолжают свое течение вдоль западных берегов Европы и Северной Америки. Та часть потока, которая смещается при этом к югу, начиная вновь отклоняться вправо, постепенно вливается в экваториальное течение. Вторая часть потока, движущаяся на север, охлаждается в полярных районах и, возвращаясь обратно в низкие широты и также отклоняясь вправо, омывает восточные берега материков.

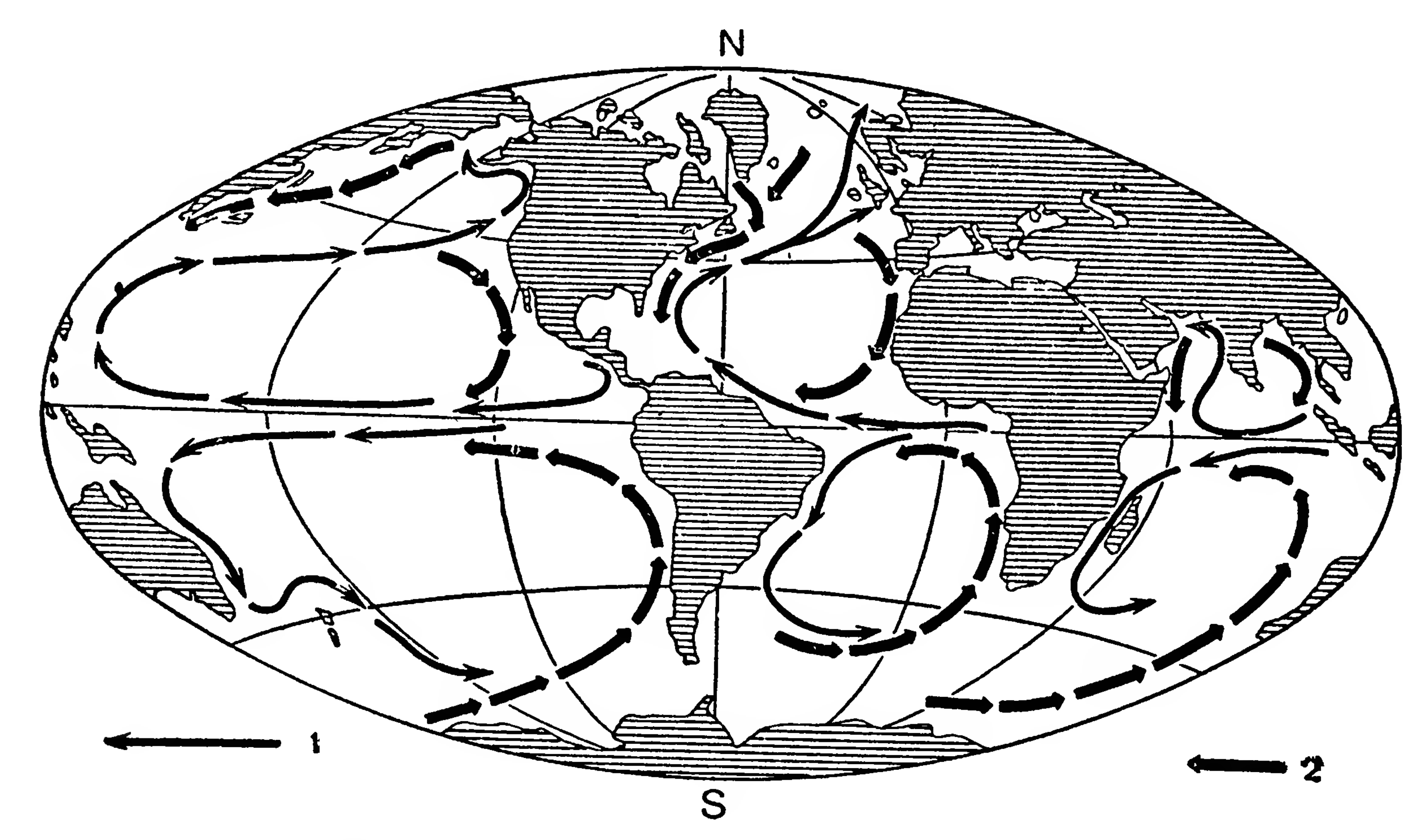


Рис. 40 Карта направлений главнейших морских течений

1 — теплые течения; *2* — холодные течения

Как видим, характер циркуляции воды в морях и океанах, так же как и возникновение пассатов, обусловливается проявлением гироскопического эффекта у масс воды и воздуха, вынужденных перемещаться с поворотными ускорениями.

В качестве еще одного примера проявления гироскопического эффекта в природе можно указать на отклонения циклонов к географическим полюсам. Циклон, как известно, представляет собой вихревое движение воздуха вокруг более или менее вертикальной оси. При этом направление вращения воздуха вокруг оси циклона обусловливается его местоположением на земной поверхности. Если циклон возник в северном полушарии, то вращение воздуха вокруг его оси, смотря на последнюю сверху из мирового пространства, будет происходить против часовой стрелки. Если же место зарождения циклона — южное полушарие, то вращение воздуха вокруг оси циклона, при тех же условиях наблюдения, будет происходить по часовой стрелке. Пользуясь схемой (рис. 41), нетрудно заметить,

что направление вращения масс воздуха вокруг оси циклона совпадает с направлением проекции вектора угловой скорости $\Omega_з$ суточного вращения Земли на вертикаль данного места. Массы воздуха, вращаясь вокруг оси циклона, участвуют одновременно и в суточном вращении Земли вокруг ее оси NS. Вследствие присущей им инерции массы воздуха, захваченные циклоном, будут оказывать сопротивление силам, порождающим их движение с поворотным ускорением, стремясь совместить вектор угловой скорости $\omega_ц$ собственного вращения вокруг оси циклона с вектором угловой скорости $\Omega_з$ вынужденного поворота вокруг земной оси NS.

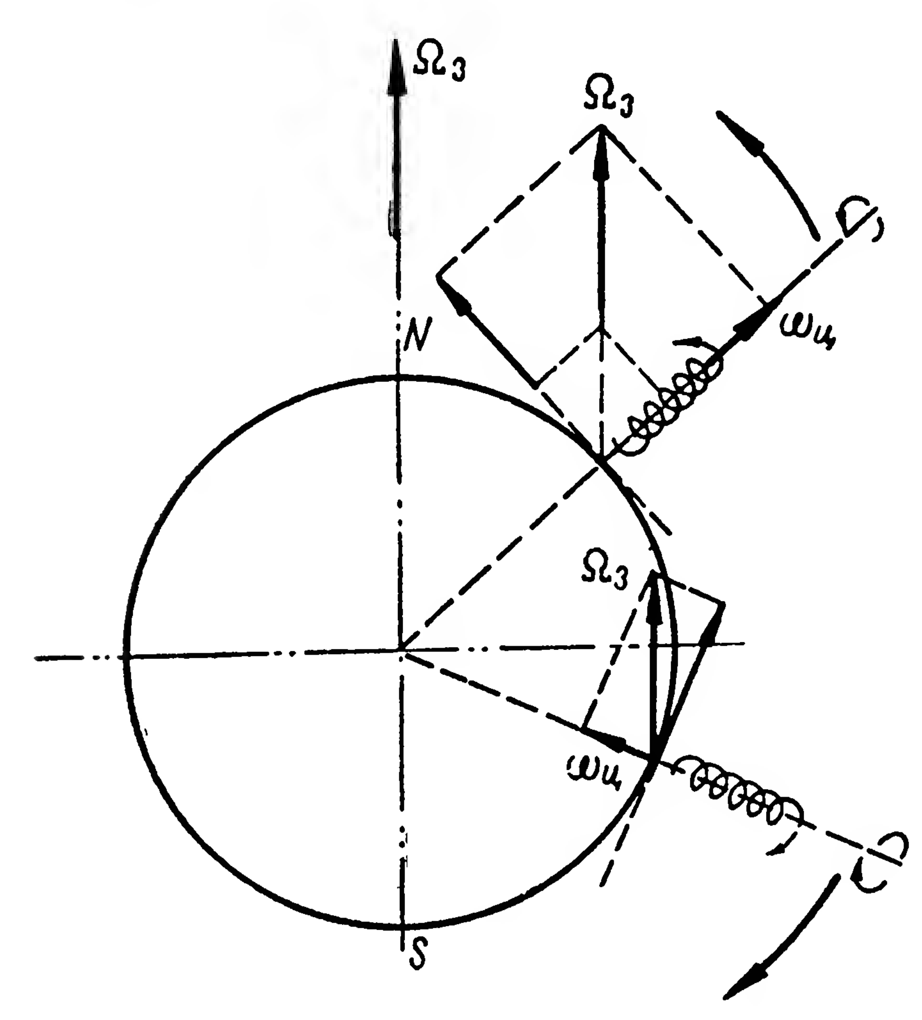


Рис. 41. Схема, объясняющая причины отклонения циклонов к географическим полюсам

Итак, в наблюдаемых отклонениях большинства циклонов северного полушария к Северному полюсу N, а циклонов южного полушария к Южному полюсу S большое значение имеет гироскопический эффект.

Гироскопический эффект играет существенную роль в жизни Вселенной, так как все звезды и планеты, в том числе и Земля, непрерывно вращаются вокруг своих осей как огромные естественные шарообразные волчки.

Вращение является основной, необходимой формой движения у всех, как писал Ф. Энгельс,[1] «парящих в мировом пространстве тел. Даже Солнце, вокруг которого обращаются планеты и звезды солнечной системы, совершает непрерывное величавое движение». Благодаря непрерывному вращению Земли ось NS ее вращения сохраняет стабильное положение в пространстве аналогично главной оси лабораторного гироскопа в том случае, когда на последний не действуют моменты внешних сил.

Именно вследствие стабильности положения земной оси NS в мировом пространстве (рис. 42) и постоянства угловой скорости $\Omega_з$ ее суточного вращения, равной, как известно, одному обороту за 24 часа, происходит закономерная смена дня и ночи.

По этим же причинам при годовом перемещении Земли по ее орбите вокруг Солнца на земной поверхности происходит закономерная смена времен года.

[1] Ф. Энгельс. Диалектика природы. Госполитиздат, 1948, стр. 222

Вследствие стабильности земной оси NS в зимние месяцы из-за ее наклона к плоскости земной орбиты Солнце освещает районы высоких широт северного полушария значительно меньше 12 часов. А за Северным полярным кругом оно вообще не поднимается над горизонтом, и там стоит полярная ночь, в то время как на Южном полюсе (S) в эти месяцы Солнце освещает земную поверхность круглые сутки.

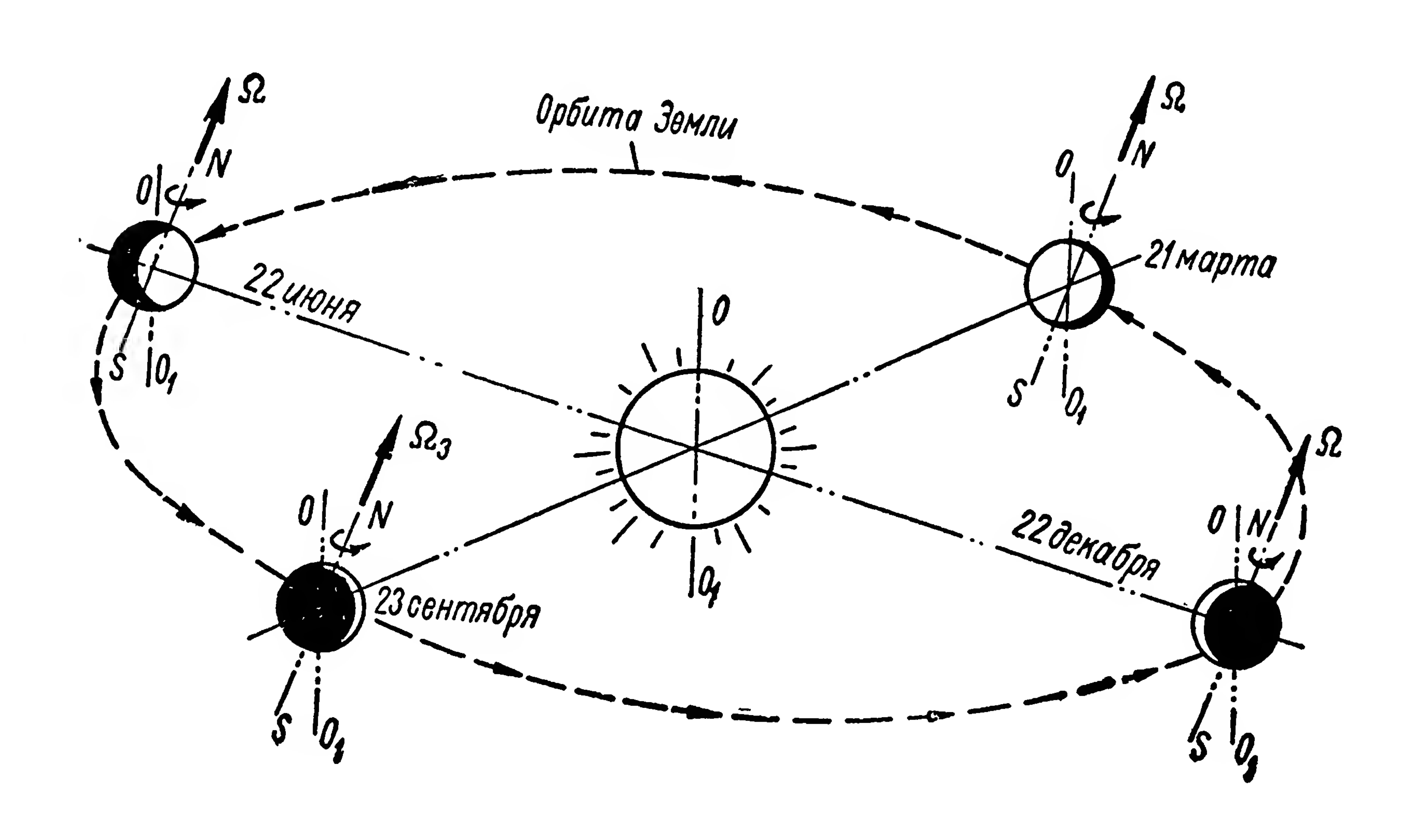


Рис. 42. Схема движения Земли вокруг Солнца

22 декабря продолжительность дня в северном полушарии наименьшая. Затем день начнет прибывать, и 21 марта его продолжительность будет равна продолжительности ночи. Увеличение дня будет происходить непрерывно вплоть до 22 июня. В эти месяцы Солнце круглые сутки освещает земную поверхность за Северным полярным кругом, в то время как на Южном полюсе стоит полярная ночь. После 22 июня день в северном полушарии начнет убывать, его продолжительность 23 сентября снова станет равной продолжительности ночи и далее будет все больше и больше уменьшаться вплоть до 22 декабря, т. е. до того дня, когда описанный цикл начнет повторяться снова.

Гироскопический эффект вращающейся Земли проявляется не только в смене дня, ночи и времен года. Он играет существенную роль в процессе весьма медленного изменения в пространстве положения земной оси под влиянием сил притяжения, обусловли-

ваемыми массами Луны и Солнца. Еще в 1687 г. И. Ньютон доказал, что все тела в какой бы части мирового пространства они ни находились, взаимно притягиваются друг к другу. Сила притяжения тем больше, чем меньше между ними расстояние и чем больше их массы. Наибольшее влияние на земной шар оказывают силы притяжения, порождаемые массами Солнца и Луны, по сравнению с которыми силы притяжения других планет пренебрежимо малы.

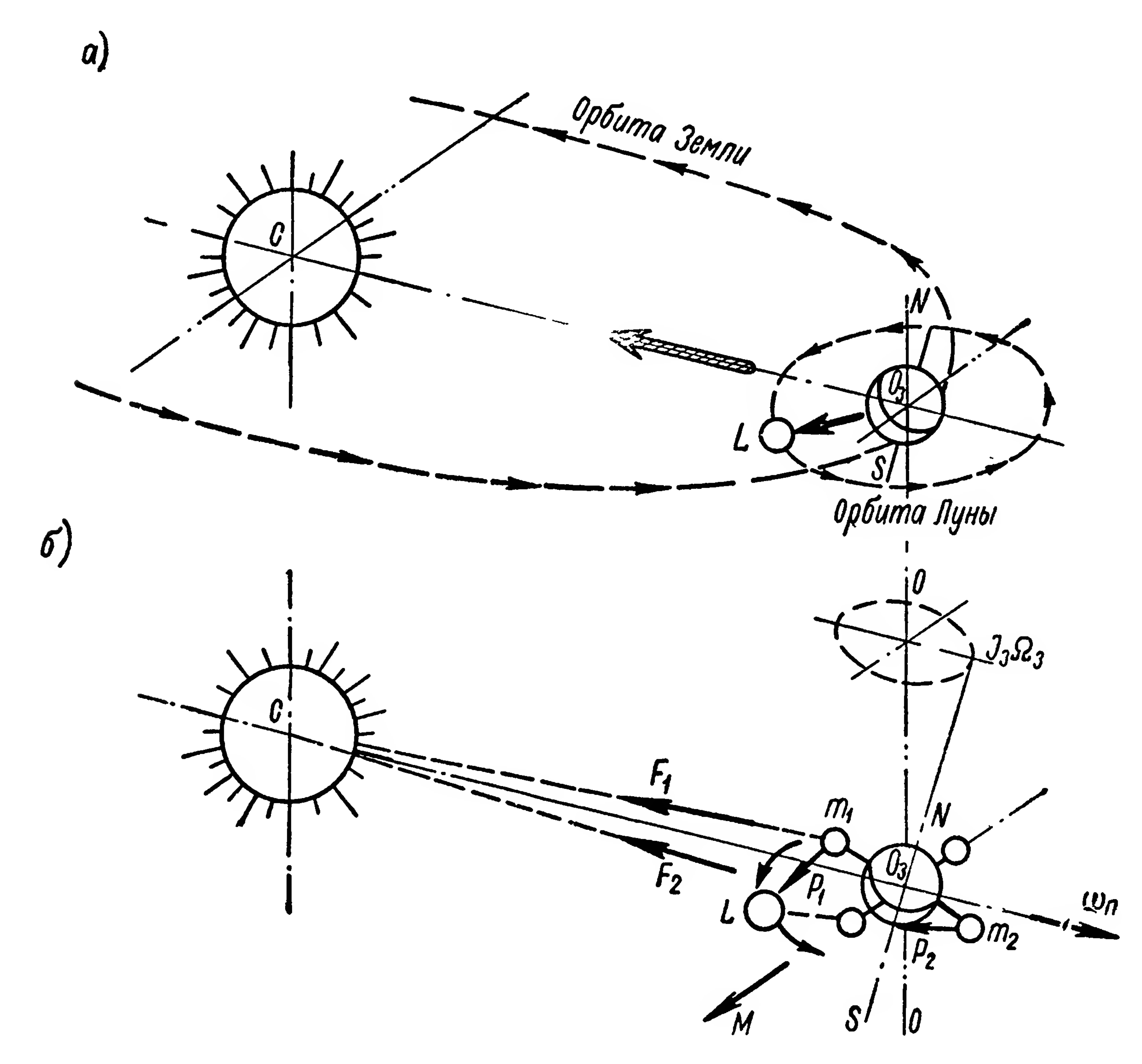


Рис 43 Схема прецессионного движения Земли

Если бы Земля имела форму идеального шара с равномерно распределенной массой, то равнодействующая сила притяжения и Солнца *С* и Луны *L* проходила бы точно через центр Земли $O_З$ (рис. 43, *а*) и не создавала относительно последнего внешних моментов. Но Земля, как известно, имеет форму несколько сплюснутого у полюсов шара, что позволяет рассматривать ее состоящей из однородного шара, по экватору которого как бы расположен утолщающий пояс, постепенно уменьшающийся к географическим полюсам. Такое утолщение на экваторе можно для упрощения представить себе в виде четырех сконцентрированных в одинаковых шаровых объемах масс равной плотности и расположенных на равных

расстояниях от центра Земли $O_з$ по двум взаимно-перпендикулярным диаметрам, лежащим в плоскости ее экватора (рис. 43, б).

Пользуясь указанной схемой, нетрудно убедиться в том, что масса m_1, составляющая одну четвертую часть всей массы утолщающего пояса, расположена ближе к Солнцу, чем такая же по величине масса m_2, но находящаяся на диаметрально противоположной стороне плоскости экватора. А так как расстояние Cm_1 меньше расстояния Cm_2, то, согласно закону Ньютона, сила притяжения F_1 больше силы F_2. Следовательно, равнодействующая этих двух сил уже не будет проходить через центр Земли $O_з$.

Аналогичным образом на массы m_1 и m_2 будут действовать силы P_1 и P_2 притяжения Луны, так как и в этом случае расстояния Lm_1 и Lm_2 не равны друг другу. Неравенство между силами F_1 и F_2, а также P_1 и P_2 породит момент M, действующий на земной шар по оси, перпендикулярной диаметру m_1m_2 и лежащей в плоскости экватора.

Указанный момент M, действуя на земной шар, вызовет его прецессионное движение. В результате такого движения вектор угловой скорости $\Omega_з$ Земли будет стремиться к совмещению с вектором внешнего момента M. Так как в процессе обращения вокруг Солнца и Земля и Луна непрерывно изменяют свое положение в пространстве, то, естественно, будет непрерывно изменяться и направление вектора момента действующих на земной шар сил притяжения Луны и Солнца. В результате этого земная ось NS совершает вокруг оси OO_1, проходящей через центр Земли $O_з$, сложное конусообразное движение. Угловая скорость описанного прецессионного движения земного шара, согласно формуле (5), равная $\omega_п = \frac{M}{J_з \Omega_з}$, будет ничтожно мала вследствие огромного значения момента инерции $J_з$ Земли относительно ее оси NS. Время одного полного оборота Земли вокруг оси OO_1 составляет приблизительно 26 000 лет.

Хотя описанное прецессионное движение Земли и происходит чрезвычайно медленно, оно оказывает влияние на жизнь нашей планеты. Именно благодаря изменению направления земной оси в пространстве меняется климат различных областей земного шара. В одних районах он становится более суровым, в других значительно мягче. Правда, такие изменения могут быть заметны лишь по прошествии значительных промежутков времени.

Изучая гироскопические явления, человек должен ясно представлять себе то влияние, которое оказывает вращение земного шара в пространстве на характер движения гироскопа по отношению к земной поверхности. Последнее требование необходимо еще и потому, что земное вращение оказывает весьма важное влияние на поведение гироскопа при его практическом использовании.

§ 14. Поведение свободного гироскопа у поверхности Земли

Известно, что гироскоп, обладающий ничем не ограниченной свободой вращения вокруг всех трех осей подвеса (рис. 33), сохраняет направление своей главной оси неизменным в пространстве. Поэтому положение последней относительно земных ориентиров, вращающихся вместе с Землей в мировом пространстве, как правило, непрерывно изменяется. Однако необходимо иметь в виду, что характер рассматриваемого отклонения гироскопа может изменяться в зависимости от расположения последнего на земной поверхности.

Мы уже знаем, что свободный гироскоп, установленный на экваторе таким образом, чтобы в начальный момент времени его главная ось была расположена горизонтально и направлена с запада на восток (рис. 11), непрерывно отклоняется от плоскости горизонта, поворачиваясь около неподвижной относительно Земли точки своего подвеса с угловой скоростью, равной скорости суточного вращения Земли. Иначе говоря, человек, находящийся на земной поверхности рядом с гироскопом, с первого же мгновения будет наблюдать подъем восточного конца его главной оси над плоскостью горизонта.

В результате такого непрерывного движения главная ось гироскопа через 6 часов совместится с вертикалью данного места, после чего начнет уменьшать свой наклон к плоскости горизонта, пока через 12 часов не займет горизонтальное положение. Затем она опять начнет наклоняться по отношению к плоскости горизонта. И к тому моменту, когда Земля совершит полный оборот, ось возвратится к своему исходному положению. Как видим, за один оборот Земли ось гироскопа в рассматриваемом случае совершит полный оборот вокруг линии пересечения плоскостей горизонта и меридиана, носящей название полуденной линии.

Так как гироскоп за все это время сохранял направление своей главной оси неизменным в пространстве, то описанный уход ее по отношению к земным ориентирам принято называть видимым уходом. Видимый уход свободного гироскопа при определенных условиях может вообще и не происходить. Нетрудно показать, что гироскоп можно так установить на экваторе, чтобы исключить видимый уход его главной оси. Действительно, предположим, что в начальный момент времени главная ось гироскопа, расположенного на экваторе, вертикальна и совмещена с плоскостью меридиана (рис. 44). При этом условии гироскоп в результате вращения Земли будет переноситься вокруг ее оси параллельно самому себе, и, следовательно, его главная ось останется все время параллельной полуденной линии и тем самым сохранит неизменное положение относительно плоскостей горизонта и меридиана.

Иная картина будет наблюдаться при установке гироскопа на географических полюсах. В этих пунктах земной поверхности сво-

бодный гироскоп сохраняет свое положение неизменным относительно плоскости горизонта, но зато непрерывно отклоняется от плоскости меридиана с угловой скоростью суточного вращения Земли. Установим свободный гироскоп на Северном полюсе таким образом, чтобы его главная ось в начальный момент времени была параллельна плоскости горизонта и совмещена с направлением OL на неподвижную звезду L. Пусть проекция направления OL на плоскость горизонта в начальный момент времени совпадает с направлением меридиана Na_0.

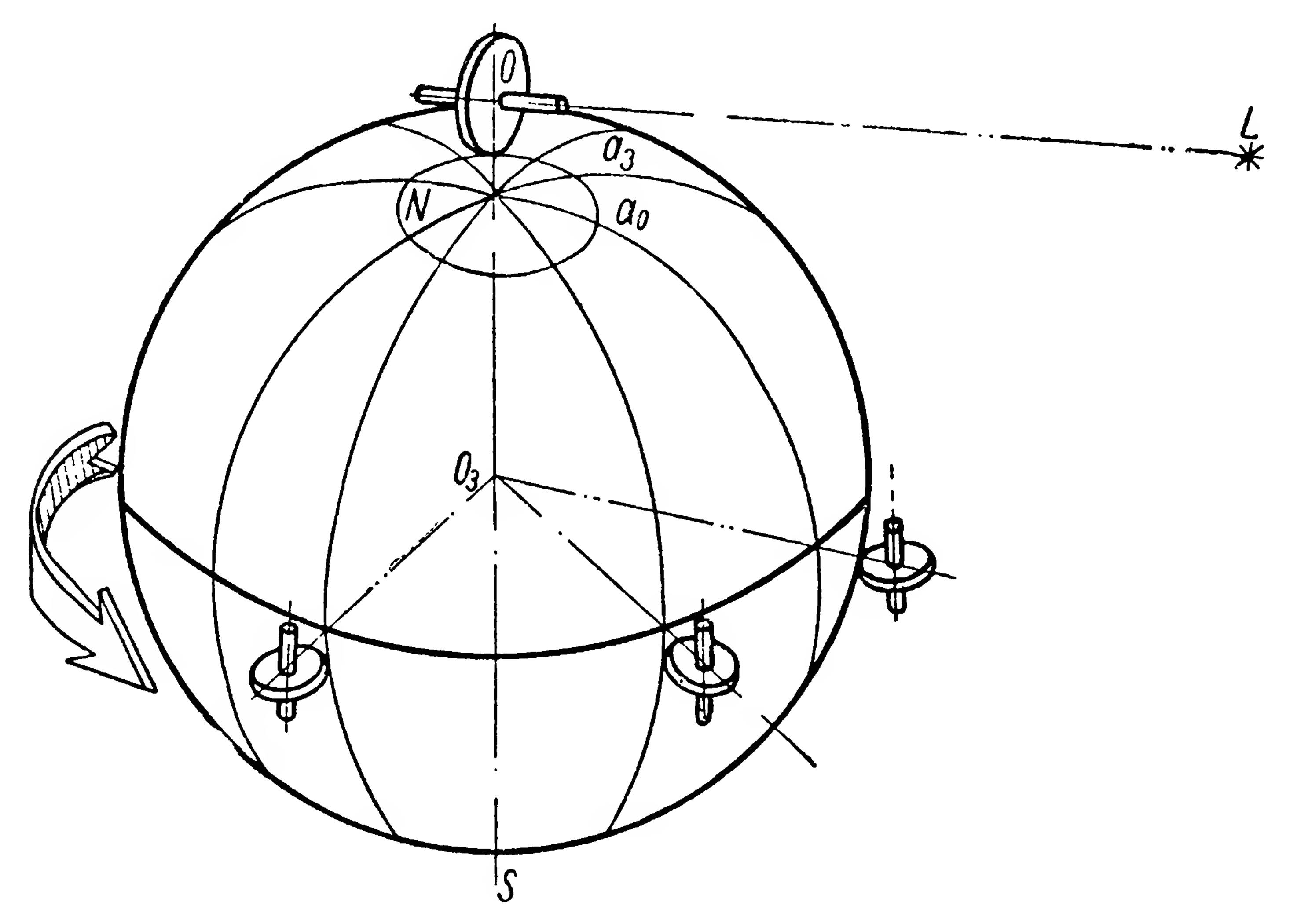


Рис. 44. Видимый уход гироскопа при установке его на полюсе

Участвуя в суточном вращении Земли, прямая Na_0 будет непрерывно отходить от первоначального направления OL, совершая поворот вокруг земной оси NS с угловой скоростью суточного вращения. В результате такого движения прямая Na_0 по прошествии трех часов займет новое положение Na_3, в то время как главная ось гироскопа, оставаясь неизменной в пространстве, по-прежнему совмещена с направлением OL. Как видим, с течением времени линия Na_0 будет все более и более отклоняться к востоку от направления OL и только по прошествии 24 часов вновь совместится с исходным положением.

Сопоставляя между собой описанные выше случаи видимого ухода свободного гироскопа, приходим к выводу, что угловая скорость отклонения гироскопа от плоскости горизонта достигает максимума, равного угловой скорости суточного вращения Земли на экваторе, и становится равной нулю на полюсах. Угловая скорость видимого ухода относительно плоскости меридиана равна нулю на экваторе и достигает максимума, равного угловой скоро-

сти суточного вращения Земли, на полюсах. Во всех других случаях, когда свободный гироскоп установлен на земной поверхности под любой промежуточной географической широтой, его видимый уход будет иметь место относительно обеих плоскостей: и плоскости горизонта, и плоскости меридиана, как это видно из схемы (рис. 45).

Изложенные законы видимого ухода свободного гироскопа относительно плоскостей горизонта и меридиана могут быть наглядно продемонстрированы с помощью специальных установок. Одна из них состоит из платформы, свободно вращающейся на подшипни-

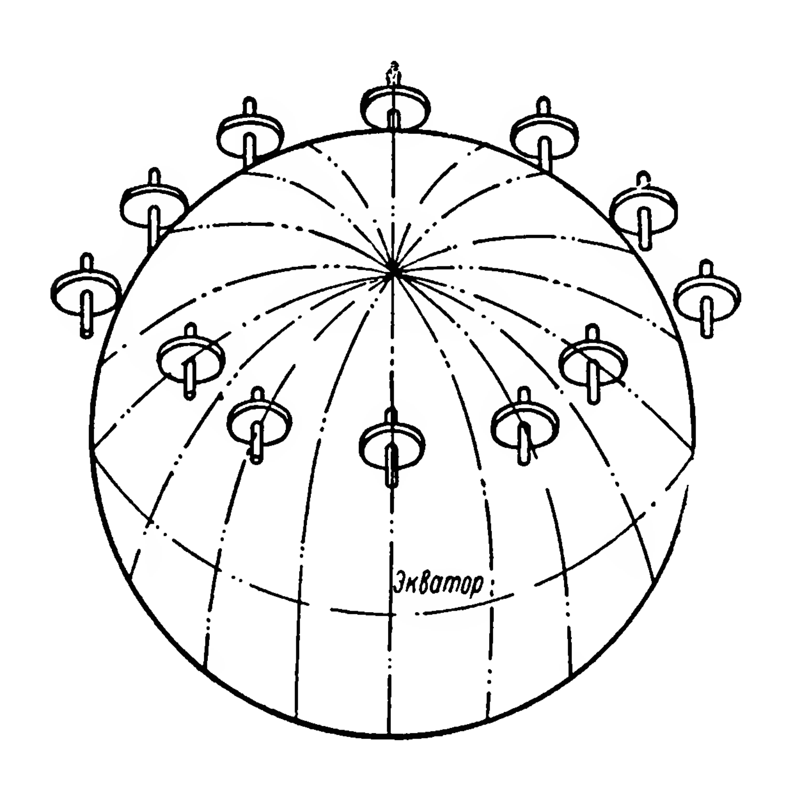


Рис. 45. Видимый уход гироскопа при установке его в любом пункте земной поверхности

Рис. 46. Схема стенда для демонстрации законов видимого ухода гироскопа

ках вокруг вертикальной оси OO_1 (рис. 46), являющейся одновременно и осью глобуса, шарнирно соединенного по оси DD_1 с платформой. На платформе смонтированы гироскоп *Г*, обладающий тремя степенями свободы, и проектор *П*, пучок световых лучей которого, освещая гироскоп, проектирует контуры последнего на поверхность глобуса (рис. 47). Шарнир, благодаря которому платформа имеет свободу вращения вокруг оси DD_1, проходящей через центр глобуса O_3, позволяет проектировать теневое очертание гироскопа на любое место поверхности глобуса. Таким образом, поворот платформы вокруг оси DD_1 на тот или иной угол создает возможность как бы устанавливать точку подвеса гироскопа на поверхности глобуса под любой географической широтой.

Кроме того, в начальный момент времени гироскопу может быть придано самое различное положение по отношению к платформе. Его можно устанавливать на платформе таким образом, чтобы главная ось в начальный момент была расположена горизонтально, т. е. перпендикулярно радиусу глобуса, направляя ее либо с востока на запад, либо с севера на юг. Наконец, главной оси можно при-

давать вертикальное положение, совмещая ее с направлением радиуса глобуса.

По аналогичному принципу построена и другая установка (рис. 48). Она состоит из глобуса большого диаметра, на поверхности которого установлен гироскоп с тремя степенями свободы. Точка его подвеса может перемещаться вдоль меридиана глобуса от экватора до полюса. При этом главной оси можно придать любые положения по отношению к поверхности глобуса.

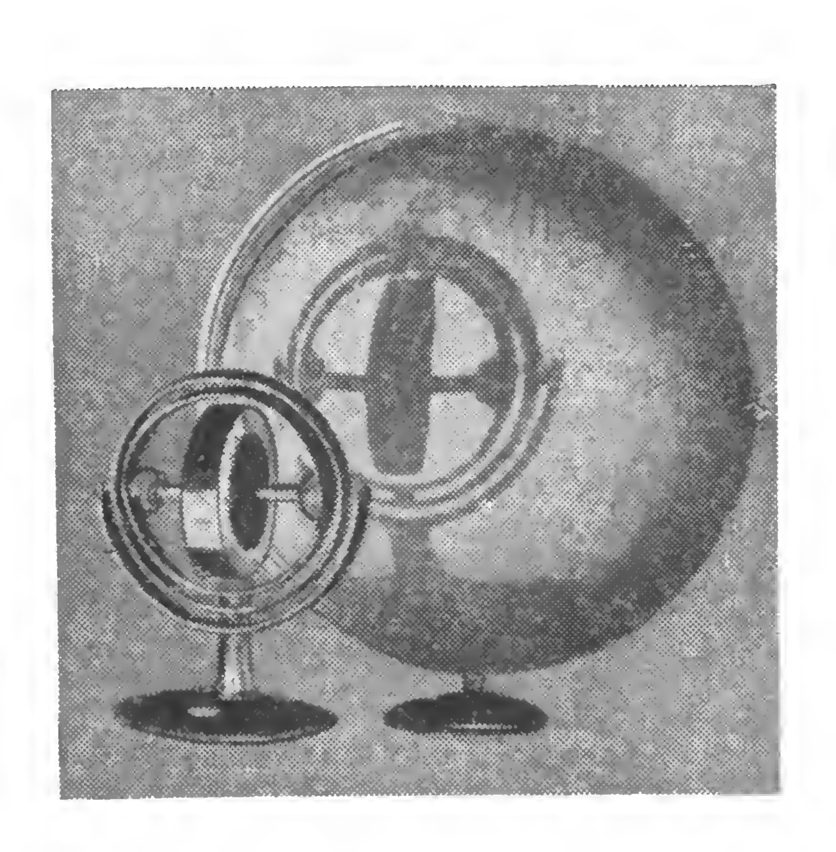


Рис. 47. Теневая проекция контура гироскопа на глобусе

Рис. 48. Глобус с гироскопом

В обеих установках при сообщении гироскопу угловой скорости вокруг его главной оси достигают стабильного положения последней в пространстве. Поэтому при вращении глобуса вокруг вертикальной оси гироскоп будет принимать все новые и новые положения по отношению к его поверхности. В первой из описанных установок при вращении глобуса мы будем наблюдать непрерывное изменение очертаний теневой проекции гироскопа, во второй — непосредственное изменение положения главной оси гироскопа относительно поверхности глобуса. Применение описанных установок позволяет убедиться в существовании видимого ухода свободного гироскопа относительно плоскостей горизонта и меридиана от любого выбранного на земной поверхности пункта.

ГЛАВА IV

ГИРОСКОП В МОРСКОМ ФЛОТЕ

§ 15. Необходимость применения гирокомпаса в мореплавании

Для выдерживания корабля на заранее намеченном курсе в период между двумя моментами, в которые определялось его местоположение, необходимо вести непрерывный учет изменения географических координат судна, а для этого нужны специальные приборы. Предположим, что географические координаты местоположения судна, путь которого пролегает между пунктами A, B и C (рис. 49), были определены в точке A. В этом случае выдерживание заданного маршрута на протяжении дальнейшего пути возможно только при условии, что в течение всего времени плавания известны курс K и скорость v движения корабля. Зная эти величины, можно вычислить время, в течение которого судно достигнет пункта B.

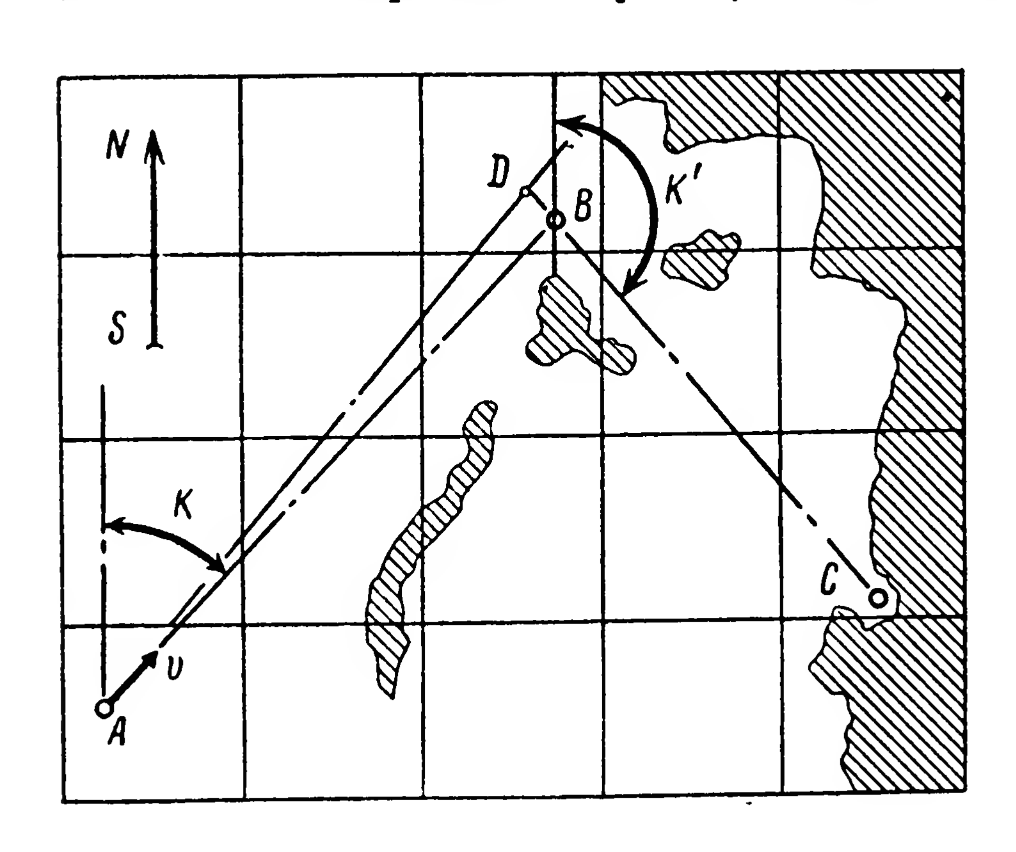


Рис. 49. Нанесенный на карту путь корабля

Чем точнее приборы, определяющие курсовой угол, время и скорость движения корабля, тем больше уверенности в том, что, придав кораблю движение с новым курсовым углом K', можно завершить плавание в соответствии с заданным маршрутом.

Особо важное значение для мореплавания имеют приборы, измеряющие курсовой угол. Если ошибиться в измерении курсового угла хотя бы на доли градуса, то корабль при плавании на большие расстояния может пройти от намеченного пункта B на значительном удалении.

Вот почему человеческая мысль с древнейших времен работала над созданием такого прибора, который позволял бы с необходимой

точностью определять величину курсового угла корабля при движении его в открытом море в любую погоду. Известно, что еще в глубокой древности применяли для этой цели магнитный компас.

Многие столетия магнитный компас удовлетворял запросам мореплавателей. Но в связи с изменением магнитного склонения в разных пунктах Земли и влияния магнитного поля железных масс корабля на показания магнитного компаса его точность уже не могла удовлетворять нуждам кораблевождения.

Эти обстоятельства заставили усиленно искать пути создания такого компаса, на показания которого не влияли бы железные массы корабля и применяемый на нем электрический ток.

§ 16. Гироскопический компас Фуко

Производя опыты с гироскопом, Л. Фуко обнаружил, что при принудительном удерживании его главной оси в плоскости горизонта последняя совмещается с плоскостью географического меридиана. Замеченное явление позволяло создать гироскопический компас, на поведение которого не могли оказывать влияния ни железные массы корабля, ни электрический ток, ни постоянные и электрические магниты.

Чтобы уяснить физическую сущность такого прибора, представим себе, что у гироскопа (рис. 10) ликвидирована свобода вращения вокруг внутренней оси BB_1 его подвеса. В этом случае он примет вид, показанный на рис. 28, и будет иметь только две степени свободы вокруг осей AA_1 и CC_1 подвеса. Если такой гироскоп установить в каком-либо пункте земной поверхности, например в пункте L на экваторе (рис. 50), таким образом, чтобы наружная ось CC_1 его подвеса была вертикальна, то при этих условиях главная ось AA_1 будет неизменно оставаться горизонтальной.

Пусть в начальный момент времени ось AA_1, оставаясь горизонтальной, направлена с запада на восток. Такое расположение гироскопа не останется неизменным. Дело в том, что, участвуя в суточном вращении Земли, он будет поставлен в условия вращения одновременно вокруг двух осей: AA_1 и ns, параллельной земной оси NS.

Из изложенного выше известно, что такое движение гироскопа может существовать при условии, что свобода его вращения будет ликвидирована не только относительно внутренней, но и наружной оси подвеса. В рассматриваемом случае, если не принимать во внимание силы трения в опорах, свобода вращения гироскопа вокруг наружной оси CC_1 его подвеса ничем не ограничена. Поэтому стремление массы ротора сохранить в силу присущей ей инертности направление своего движения неизменным в пространстве и обусловит поворот гироскопа вокруг оси CC_1.

В самом деле, с первого же мгновения гироскоп, установленный в пункте L, будет участвовать в суточном вращении Земли, повора-

чиваясь вместе с нею вокруг земной оси NS с угловой скоростью Ω_3. Так как свобода вращения вокруг внутренней оси подвеса ликвидирована, то гироскоп вынужден в этом случае поворачиваться вокруг полуденной линии ns с такой же угловой скоростью Ω_3. Но масса ротора будет сопротивляться указанному вынужденному повороту, сопровождающемуся поворотным ускорением. В результате инерционного сопротивления у гироскопа появится движение вокруг наружной оси CC_1 подвеса, в процессе которого вектор угловой скорости Ω собственного вращения будет идти к совмещению с вектором угловой скорости вынужденного поворота, каковой в данном случае и является угловая скорость Ω_3.

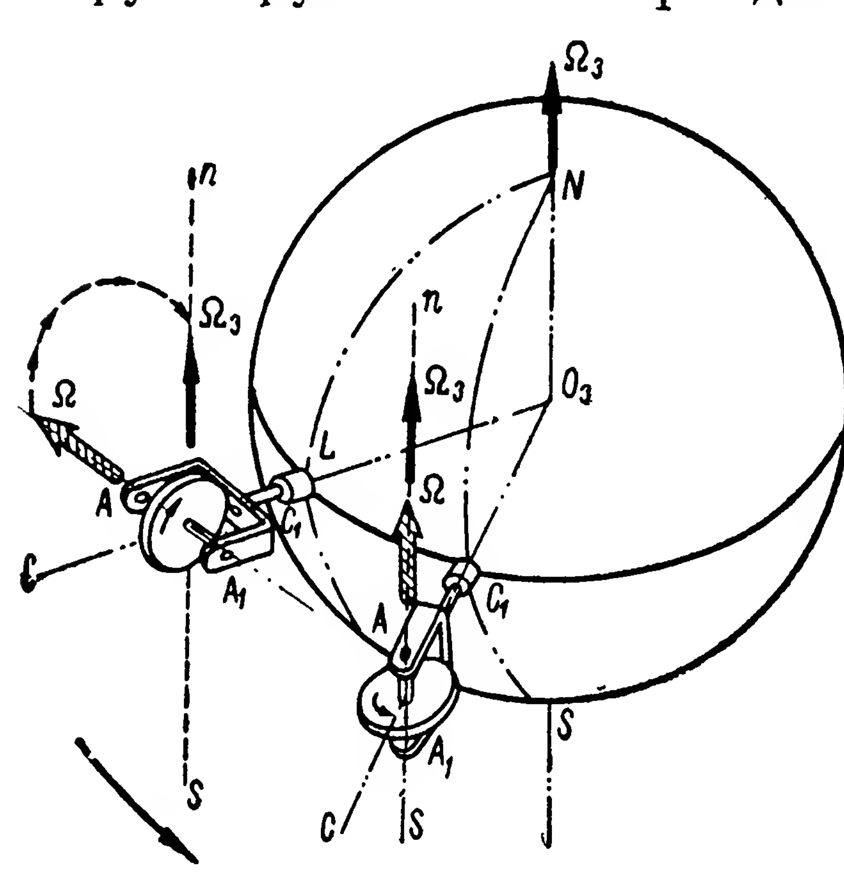


Рис. 50. Схема, объясняющая принцип работы гирокомпаса Фуко

Описанный поворот гироскопа будет происходить до тех пор, пока его главная ось AA_1, с которой совмещен вектор угловой скорости Ω его собственного вращения, не совместится с осью ns, параллельной направлению вектора угловой скорости Ω_3. Как видим, гироскоп, главная ось которого принудительно удерживается в плоскости горизонта, вследствие суточного вращения Земли приходит к совмещению с плоскостью географического меридиана и таким образом превращается в гироскопический компас.

В общем случае при расположении гироскопа с двумя степенями свободы в любой точке земной поверхности под любой географической широтой главная ось гироскопического компаса Фуко, благодаря суточному вращению Земли, будет идти к совмещению с направлением проекции вектора угловой скорости Ω_3 земного вращения на плоскость горизонта. Указанная проекция всегда находится в плоскости географического меридиана, поэтому гироскопический компас Фуко, установленный на Земле в любом пункте ее поверхности, будет неизменно приходить к совмещению с плоскостью географического меридиана. Последнее утверждение не распространяется лишь на районы, расположенные вблизи от географических полюсов Земли, так как на полюсах проекция угловой скорости суточного вращения Земли на плоскость горизонта (§ 14, рис. 44) равна нулю.

Движение гироскопического компаса Фуко к совмещению с плоскостью географического меридиана можно продемонстрировать на стенде (рис. 48). Лишите смонтированный на глобусе гироскоп сво-

боды вращения вокруг его внутренней оси подвеса, а наружную ось совместите с радиусом глобуса. Сообщите теперь ротору вращение вокруг главной оси и начните поворачивать глобус вокруг оси его вращения. Вы сразу же увидите, как главная ось гироскопа придет к совмещению с плоскостью «географического меридиана» глобуса.

И все же, несмотря на то, что гироскопический компас Фуко приходил к совмещению своей главной оси с плоскостью географического меридиана, он не мог быть использован для целей судовождения. Дело в том, что при установке корпуса прибора неподвижно на земной поверхности основной причиной, как мы видели, вынужденного поворота гироскопа являлось только суточное вращение Земли. Но представьте себе, что гирокомпас Фуко смонтирован на палубе корабля, которая, как правило, не сможет сохранять неизменно горизонтальное положение. Перемещаясь по поверхности моря, корабль при волнении то зарывается своей носовой частью в волны, в связи с чем корпус будет поворачиваться вокруг своей поперечной оси с угловой скоростью $+\omega_к$ (рис. 51), то, подымается на гребень волны, поворачиваясь при этом вокруг той же самой поперечной оси корабля, но уже в противоположном направлении с угловой скоростью $-\omega_к$.

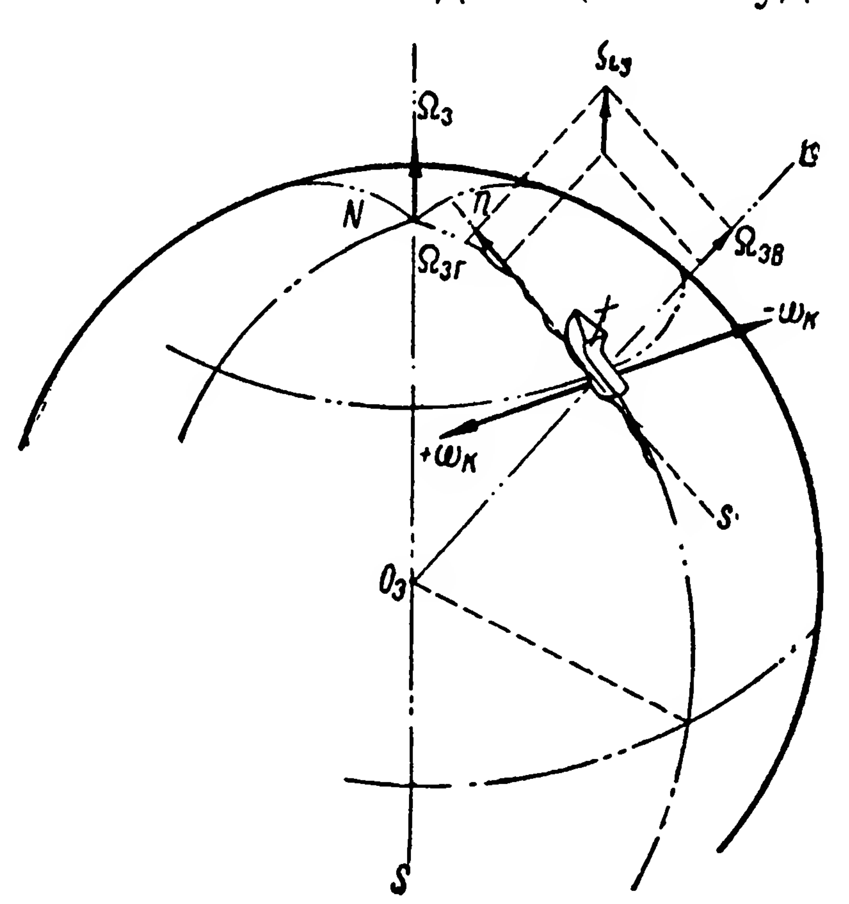


Рис. 51. Схема, объясняющая невозможность практического использования гирокомпаса Фуко на корабле

Таким образом, вынужденный поворот гирокомпаса Фуко, установленного на палубе качающегося на волнении корабля, будет обусловливаться не только суточным вращением Земли, но и колебаниями самого корабля. Главная ось гироскопа приходит теперь к совмещению уже не с плоскостью географического меридиана *ns*, в которой находится вектор $\Omega_{з.г}$ горизонтальной составляющей угловой скорости $\Omega_з$ суточного вращения Земли, а с направлением суммарного вектора угловых скоростей $\Omega_{з.г}$ и $\omega_к$.

По своей величине угловые скорости колебаний корабля во много раз превосходят угловую скорость $\Omega_з$, а тем более ее горизонтальную составляющую $\Omega_{з.г}$, определяемую проекцией вектора $\Omega_з$ на плоскость горизонта. В самом деле, вращение Земли происходит со скоростью 360° за 24 часа, в то время как угловая скорость колебаний корабля достигает примерно 10 град./сек. Как видим, скорость $\omega_к$ более чем в 2000 раз превышает по своей величине скорость

$\Omega_з$. Поэтому-то главная ось гирокомпаса Фуко, установленного на корабле, практически будет приходить к совмещению не с вектором $\Omega_{з. г}$, а с вектором угловой скорости $\omega_к$ колебаний корабля, направление которого может занимать любое положение по отношению к меридиану.

Однако самое неприятное заключается в том, что в силу непрерывных колебаний корабля вектор угловой скорости $\omega_к$ также непрерывно меняет свое положение относительно плоскости географического меридиана. Его направление за время одного периода колебаний корабля, равного примерно 7—10 сек., будет дважды поворачиваться вокруг вертикали $O_зL$ на угол около 180°. За указанными перемещениями вектора $\omega_к$ непрерывно следит главная ось гирокомпаса Фуко, в результате чего она уже не сохранит свое положение совмещенным с плоскостью географического меридиана, а будет совершать относительно ее непрерывные колебания, отклоняясь в обе стороны на угол, примерно равный 90°.

Естественно, что пользование описанным прибором для определения на корабле направления географического меридиана практически оказалось невозможным.

В то же время необходимо указать, что гирокомпас Фуко, как это мы увидим ниже, широко используется в приборах для определения меридиана, работающих на неподвижном на земле основании.

§ 17. Практическая модель гироскопического компаса

В результате многолетней работы ученых и техников была найдена возможность создания гироскопического компаса, который не реагировал так резко, как гирокомпас Фуко, на колебания корабля. В основу создания такой практически работоспособной модели был положен гироскоп, обладающий тремя степенями свободы.

К внутреннему кольцу $ВК$ такого гироскопа (рис. 52) для удержания его главной оси AA_1 в плоскости горизонта подвешивался специальный груз Q весом G. Тем самым центр тяжести ротора и внутреннего карданового кольца смещался относительно оси BB_1 подвеса гироскопа на некоторое расстояние l. В остальном детали гироскопа остались принципиально такими же, как и у обычного гироскопа с тремя степенями свободы. Необходимо оговориться, что к моменту создания удовлетворительно работающей модели внутреннее $ВК$ кольцо подвеса стали выполнять в виде камеры, называемой обычно гироскопической.

Гироскопическая камера, или сокращенно гирокамера, представляет собой кольцо с закрепленными по оси BB_1 цапфами для монтажа подшипников. С обеих торцовых поверхностей указанного кольца монтируются две тарельчатые крышки, в которых размещаются подшипники главной оси гироскопа, обеспечивающие свободу вращения вокруг этой оси ротору.

Гироскопическая камера при монтаже ее в наружном кардановом кольце $НК$ (рис. 52) будет выполнять те же функции, что и внутреннее кардановое кольцо $ВК$. Вне зависимости от конструктивного выполнения внутреннего карданового кольца (в виде ли кольца или гирокамеры) описываемый гироскопический прибор будет обладать тремя степенями свободы. Причем груз Q создает маятниковый эффект относительно оси BB_1 подвеса гирокамеры в наружном кольце $НК$.

Если такой прибор, получивший название гироскопического компаса с маятником, установить в каком-либо пункте земной поверхности, то через некоторое время его главная ось придет к совмещению с плоскостью географического меридиана. В самом деле, представим себе описанный выше гирокомпас установленным на земной поверхности в каком-либо пункте *1* (рис. 53) таким образом, чтобы в начальный момент времени его главная ось AA_1 была горизонтальна и направлена с запада на восток. При таком положении прибора маятник не сможет создавать действующих на гироскоп моментов, так как направление силы его веса G проходит в данном случае через точку подвеса O.

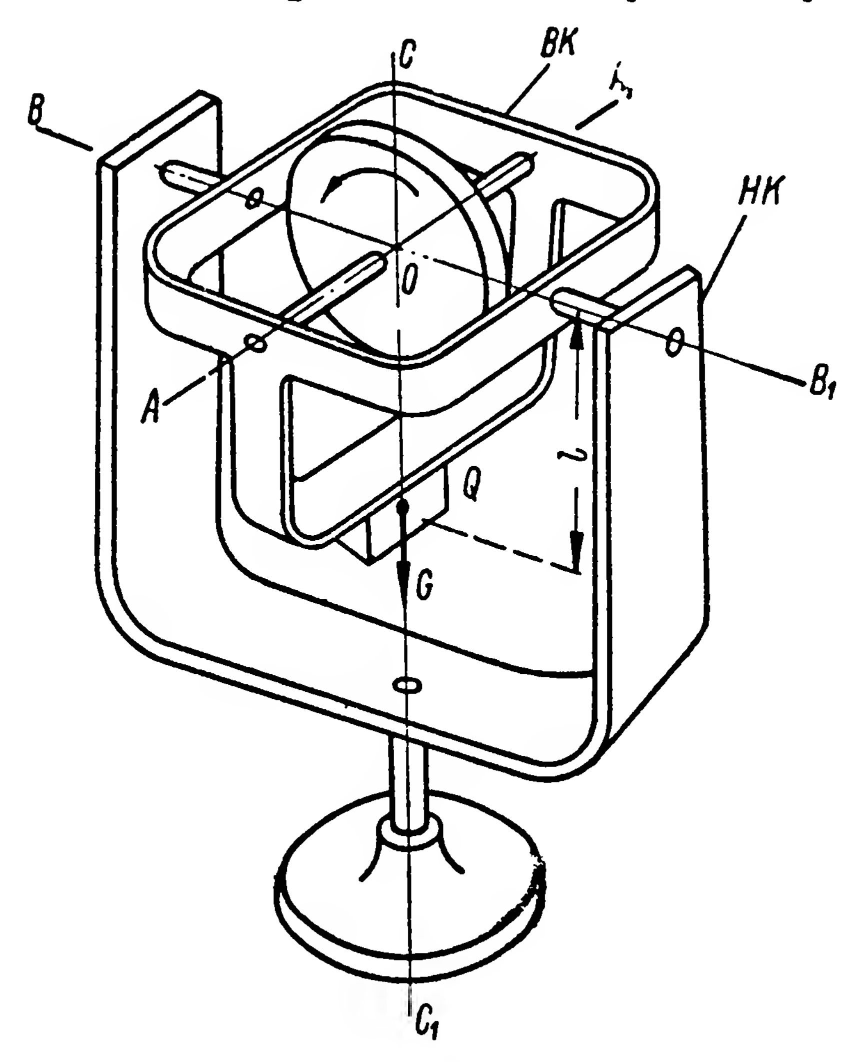


Рис. 52. Схема модели гирокомпаса с маятником

Описанное расположение гирокомпаса относительно земной поверхности не будет оставаться неизменным. С течением времени вследствие суточного вращения Земли место установки будет перемещаться в пространстве. Это перемещение, если за вращением Земли наблюдать из мирового пространства со стороны ее Северного полюса, будет казаться совершающимся против часовой стрелки. По прошествии некоторого времени место установки гирокомпаса переместится в мировом пространстве на некоторый угол и займет новое положение, обозначенное на схеме точкой *2*.

В процессе этого перемещения гироскоп, стремясь сохранить направление своей главной оси AA_1 неизменной в пространстве, начнет приобретать наклон к плоскости горизонта. Восточный конец его главной оси AA_1 будет непрерывно подыматься над плоскостью горизонта, а западный соответственно опускаться. Указанный видимый уход гироскопа вызовет естественно и отклонение соединенного с гирокамерой маятника. Направление силы веса G последнего теперь уже не будет совмещено с осью CC_1 наружного карда-

нового кольца гирокомпаса и, следовательно, не будет проходить через его точку подвеса. Поэтому при создавшихся условиях сила веса G маятника создаст внешний момент, действующий на гироскоп относительно его внутренней оси BB_1.

Для наблюдающего из мирового пространства действие момента, создаваемого маятником гирокомпаса, будет казаться направленным против часовой стрелки. И, следовательно, в соответствии с правилами построения векторов (см. § 8) вектор M рассматриваемого

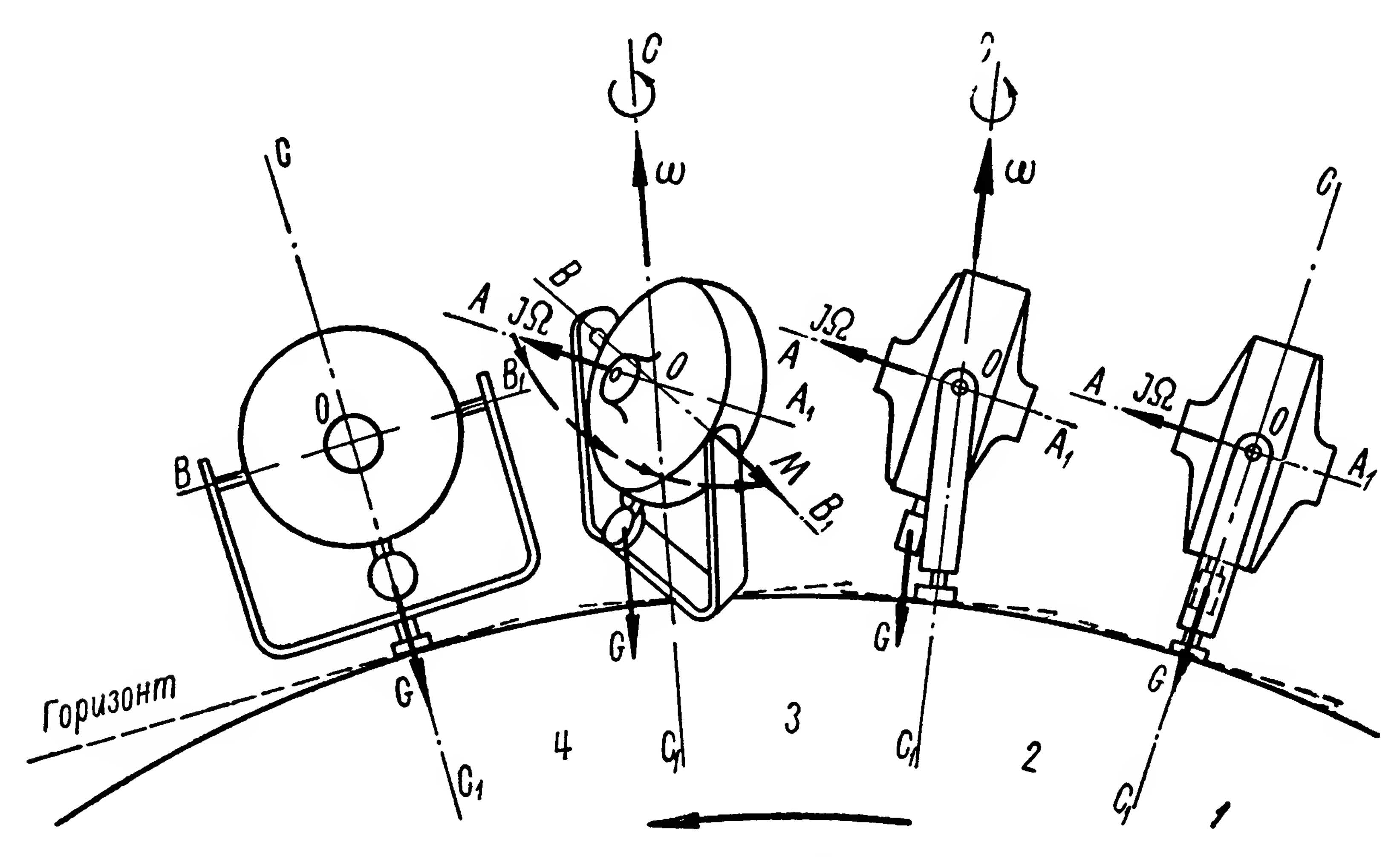


Рис. 53. Схема, объясняющая принцип работы гирокомпаса с маятником

момента должен быть совмещен с осью BB_1 и направлен в ее северную сторону, как это показано на схеме в положении *3*.

Как только на гироскоп начнет действовать момент M внешней силы, сразу же возникает прецессионное движение. В процессе этого движения главная ось AA_1 гироскопа, по которой направлен вектор его кинетического момента $I\Omega$, будет идти к совмещению с вектором момента M. В связи с тем, что в рассматриваемом нами случае вектор момента M направлен по внутренней оси BB_1 подвеса гироскопа, прецессионное движение последнего будет происходить вокруг наружной оси CC_1 с угловой скоростью ω, величина которой определяется по формуле (5). Описанное прецессионное движение гирокомпаса будет происходить до тех пор, пока его главная ось AA_1 не придет к совмещению с плоскостью географического меридиана, как это показано на схеме в положении *4*. Таков в самых общих чертах принцип работы гироскопического компаса с маятником.

Для обеспечения прихода гироскопа с тремя степенями свободы к совмещению с плоскостью географического меридиана можно гироскоп вместо маятникового груза снабдить двумя сообщающи-

мися между собой сосудами, заполняемыми ртутью. Такие сосуды устанавливаются на гирокамере (рис. 54) симметрично внутренней оси подвеса. После соединения сосудов сообщающей трубкой их внутренность заполняется ртутью, что смещает центр тяжести гироскопа относительно точки его подвеса.

Установим рассматриваемый гироскопический прибор в пункте *1* земной поверхности таким образом, чтобы его главная ось AA_1 в начальный момент времени была горизонтальна и направлена с запада на восток. В этом положении ртуть заполняет оба сосуда равномерно, благодаря чему сила G ее веса будет проходить через

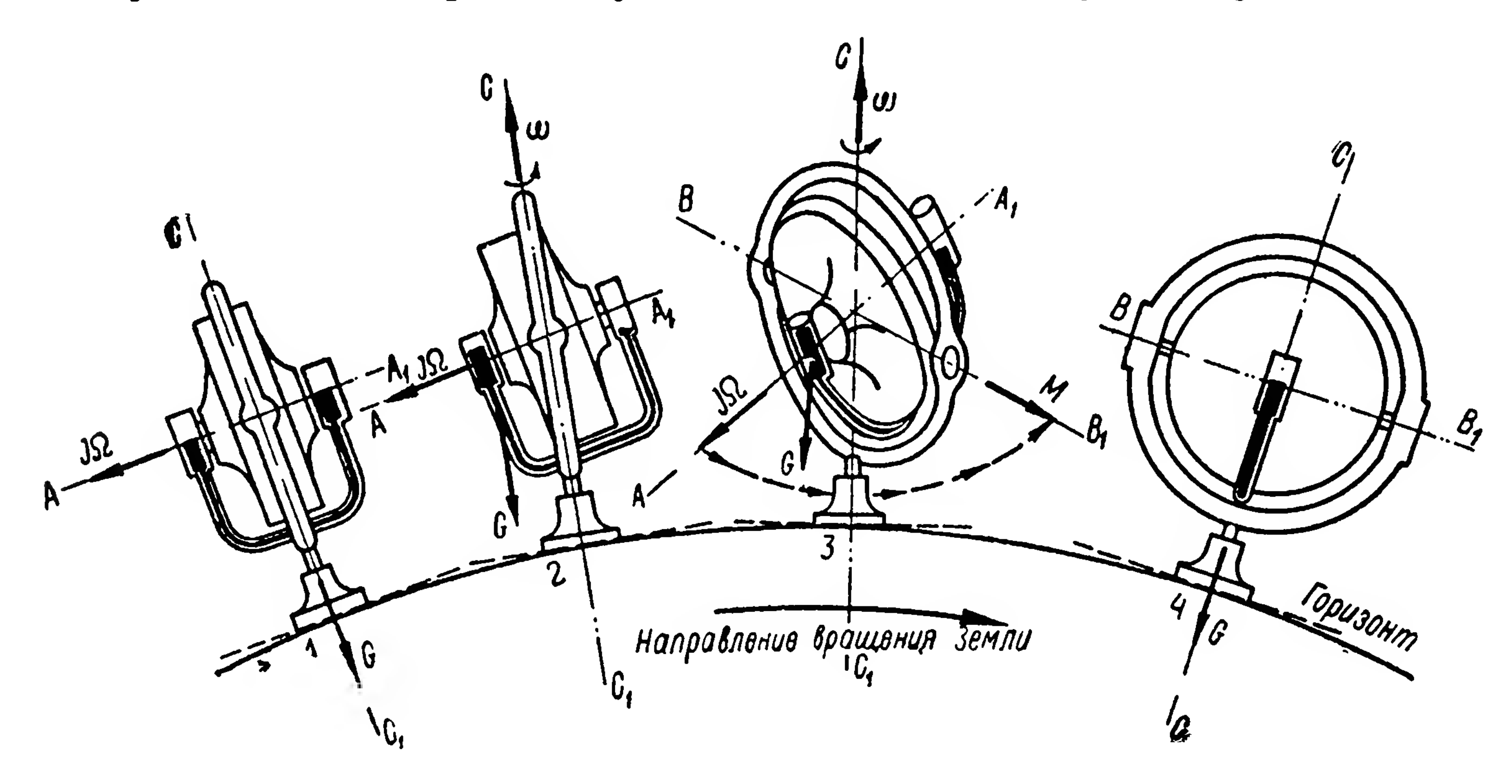


Рис. 54. Схема, объясняющая принцип работы гирокомпаса с ртутными сосудами

точку подвеса гироскопа, не вызывая действующих на него моментов. Но, так же как и в прошлом примере, такое положение гироскопа относительно земной поверхности не останется неизменным. Вследствие суточного вращения Земли его главная ось AA_1 начнет принимать все увеличивающийся наклон к плоскости горизонта.

Чтобы уяснить сущность работы прибора, проследим за изменениями его положения с течением времени. С этой целью вновь представим себя в роли наблюдателя, следящего из мирового пространства за движением Земли и установленного на ее поверхности гироскопа. Для облегчения вычерчивания схемы рассматриваемого движения гирокомпаса условимся вести наблюдения со стороны Южного географического полюса. При этом условии ее суточное вращение будет казаться нам происходящим по часовой стрелке.

Перемещаясь вместе с земным шаром, пункт установки гироскопа по прошествии некоторого времени сместится в мировом пространстве и займет положение точки *2*. Его главная ось AA_1 теперь уже не будет параллельной плоскости горизонта. Оставаясь неизменной в мировом пространстве, она получит наклон, поднявшись своим восточным концом над горизонтом. Вместе с гирокамерой

получат наклон и сообщающиеся сосуды. Ртуть, заполняющая их, сохраняя свой уровень горизонтальным, перетечет из восточного сосуда в западный или для наблюдающего из мирового пространства — из правого сосуда в левый.

Избыток ртути в западном сосуде создаст внешний момент, действующий на гироскоп относительно его внутренней оси подвеса BB_1. С течением времени главная ось AA_1 будет принимать все больший наклон к плоскости горизонта, в связи с чем избыток ртути в западном сосуде будет непрерывно увеличиваться (положение *3*), увеличивая тем самым и величину внешнего момента М. Под воздействием последнего возникнет прецессионное движение с угловой скоростью ω вокруг его наружной оси подвеса CC_1, в результате которого гироскоп и придет к совмещению своей главной осью AA_1 с плоскостью географического меридиана, как это показано на схеме в положении *4*. Таков принцип работы гироскопического компаса с ртутными сосудами.



Рис. 55. Установка гирокомпаса в корпус прибора

Сравнивая между собой обе описанные схемы гироскопических компасов, нетрудно убедиться в общности принципа их работы. Заметим только, что у гирокомпаса с маятником вектор его кинетического момента $J\Omega$ при приходе главной оси AA_1 к совмещению с плоскостью меридиана направлен в сторону Северного географического полюса, а у гирокомпаса с ртутными сосудами — в сторону Южного полюса.

Необходимо иметь в виду, что в действительности конструкция гироскопического компаса значительно сложнее рассмотренных нами принципиальных схем его устройства. В настоящее время гироскопический компас представляет собой довольно сложный прибор, позволяющий пользоваться им не только для навигационных целей, но и для автоматического выдерживания корабля на заданном курсе, записи пройденного пути и для производства других работ. Многообразие функций, выполняемых современным гироскопическим компасом, наряду с высокой точностью и надежностью обеспечило широкое распространение этого прибора в морском флоте. Одна из современных моделей гироскопического ком-

паса показана на рис. 55, изображающем момент монтажа прибора в его наружный корпус, называемый нактоузом.

Гирокомпас, смонтированный в нактоузе, устанавливается на корабле в штурманской рубке, защищенной от брызг морской воды и влажного воздуха. В этой же рубке сосредоточиваются все инструменты и справочники, необходимые для вычисления проходимого кораблем пути.

Модель мореходного гироскопического компаса, надежно работающего в условиях качки корабля на волнении, была получена не сразу. Потребовалось более пяти десятилетий напряженнейшего труда ученых и производственников для того, чтобы идея Л. Фуко использования гироскопа для указания направления географического меридиана получила свое практическое осуществление. Долгое время техника не могла обеспечить вращение ротора гироскопа около главной оси с достаточно высокой скоростью. Сжатый воздух, использованный еще Флерие в его искусственном горизонте, обладал рядом недостатков. При низких температурах воздуха давление в трубопроводах воздушной системы падало и ротор гироскопа резко снижал скорость своего вращения, ухудшая тем самым качество прибора. Кроме того, при передаче воздуха через детали опор, соединяющих кольца карданового подвеса друг с другом и с корпусом прибора, происходила, несмотря на применение специальных уплотнителей, значительная утечка воздуха. Все это приводило к увеличению моментов сил трения, действующих относительно осей подвеса гироскопа, и не обеспечивало сохранения постоянства оборотов собственного вращения последнего.

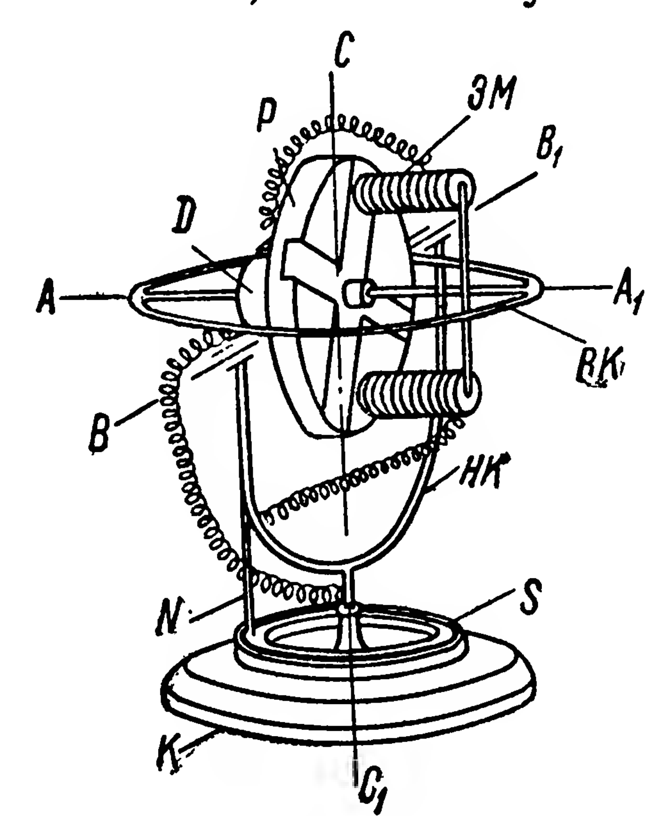


Рис. 56. Схема электрического гироскопа Якоби

И только после того как знаменитый русский ученый Б. С. Якоби создал в 1865 г. впервые в истории техники гироскоп с электрическим приводом, проблема сохранения постоянства угловой скорости вращения ротора была успешно разрешена. Гироскоп Якоби (рис. 56) представлял собой электрический двигатель постоянного тока с ротором P, выполненным из бронзы. В ротор запрессовывалась крестовина из мягкого железа, благодаря чему последний выполнял функции якоря электрического двигателя.

Ротор P вместе с жестко соединенным с ним коллектором имел свободу вращения вокруг главной оси AA_1 во внутреннем кардановом кольце BK. На кольце BK монтировались электромагниты $ЭМ$, один конец обмоток которых соединялся со щеткой, скользящей по коллектору D. Внутреннее кольцо BK монтировалось на опорах

в наружном кольце $НК$, благодаря чему ротору $Р$ и кольцу $ВК$ обеспечивалась свобода вращения вокруг внутренней оси подвеса $ВВ_1$. Наружное кольцо $НК$ в свою очередь монтировалось в корпусе $К$ прибора на опорах, расположенных по наружной оси $СС_1$ подвеса гироскопа.

Электрический ток, необходимый для питания прибора, подводился через круговой желоб S, заполненный ртутью, и опущенный в нее контакт N, жестко укрепленный на наружном кольце $НК$ гироскопа. С наружного кольца $НК$ на внутреннее $ВК$ электрический ток передавался посредством гибких проводничков. Второй полюс источника тока подавался прямо на корпус $К$ прибора и дальше через опоры подвеса — на кардановые кольца.

Однако даже после того, как в качестве привода ротора гироскопа стало возможным использовать электрический двигатель, гироскопические приборы все еще не могли выйти за рамки опытных образцов. Объясняется это тем, что гироскоп, получивший возможность вращаться с постоянной, достаточной по величине угловой скоростью вокруг своей главной оси все еще не имел опор подвеса, обладающих малыми моментами сил трения. Значительные же величины этих моментов пагубно сказывались на качестве прибора, так как вызывали большие угловые скорости его прецессионного движения, что приводило к недопустимым отклонениям главной оси от заданного направления.

Только с момента изобретения шариковых опор гироскопические приборы приобрели прочную техническую базу. Уже в 1905 г. лейтенант Балтийского флота М. Конокотин разработал первый механический компас, названный им «механическим компасом-гироскопом». Этот примитивный с современной точки зрения гирокомпас обладал рядом недостатков, основным из которых было значительное влияние качки корабля на показания прибора. Однако работами М. Конокотина было положено начало практического использования гироскопа для определения на море направления географического меридиана.

Мореходная модель гироскопического компаса, надежно работающая в условиях качки, была создана только в 1914 г. С этого момента начинается второй, более интенсивный период развития гироскопических компасов. Эти приборы начинают изготовлять в Англии, Германии, США, Франции, Италии и некоторых других странах. В Советском Союзе гироскопическое приборостроение начало быстро развиваться после Великой Октябрьской социалистической революции. Развитию гирокомпасного дела во многом содействовали своими трудами акад. А. Н. Крылов и проф. Б. И. Кудревич. При их непосредственном участии в период первой пятилетки был создан советский гирокомпас «ГУ-1», успешно выдержавший испытания даже в сложных арктических условиях.

В период 1935—1937 гг. группой специалистов под руководством А. Н. Крылова был создан двухгироскопный компас повышен-

ной точности. По прошествии нескольких лет был разработан новый малогабаритный гирокомпас высокой точности.

Непрерывное совершенствование гироскопических компасов, отработка конструктивных форм и технологических методов изготовления их основных элементов создали условия, обеспечивающие оборудование всех советских кораблей отечественными гироскопическими приборами.

§ 18. Приборы, работающие от гирокомпаса

Выше уже говорилось о том, что для предохранения гироскопического компаса от вредных влияний морской воды, влажного воздуха и различных внешних воздействий его устанавливают в штурманской рубке, расположенной в хорошо защищенном месте. Между тем показаниями гироскопического компаса необходимо пользоваться и на капитанском мостике, непосредственно на палубе и во многих других местах корабля. Для передачи показаний гирокомпаса в эти пункты служат специальные приборы повторители, называемые обычно репитерами.

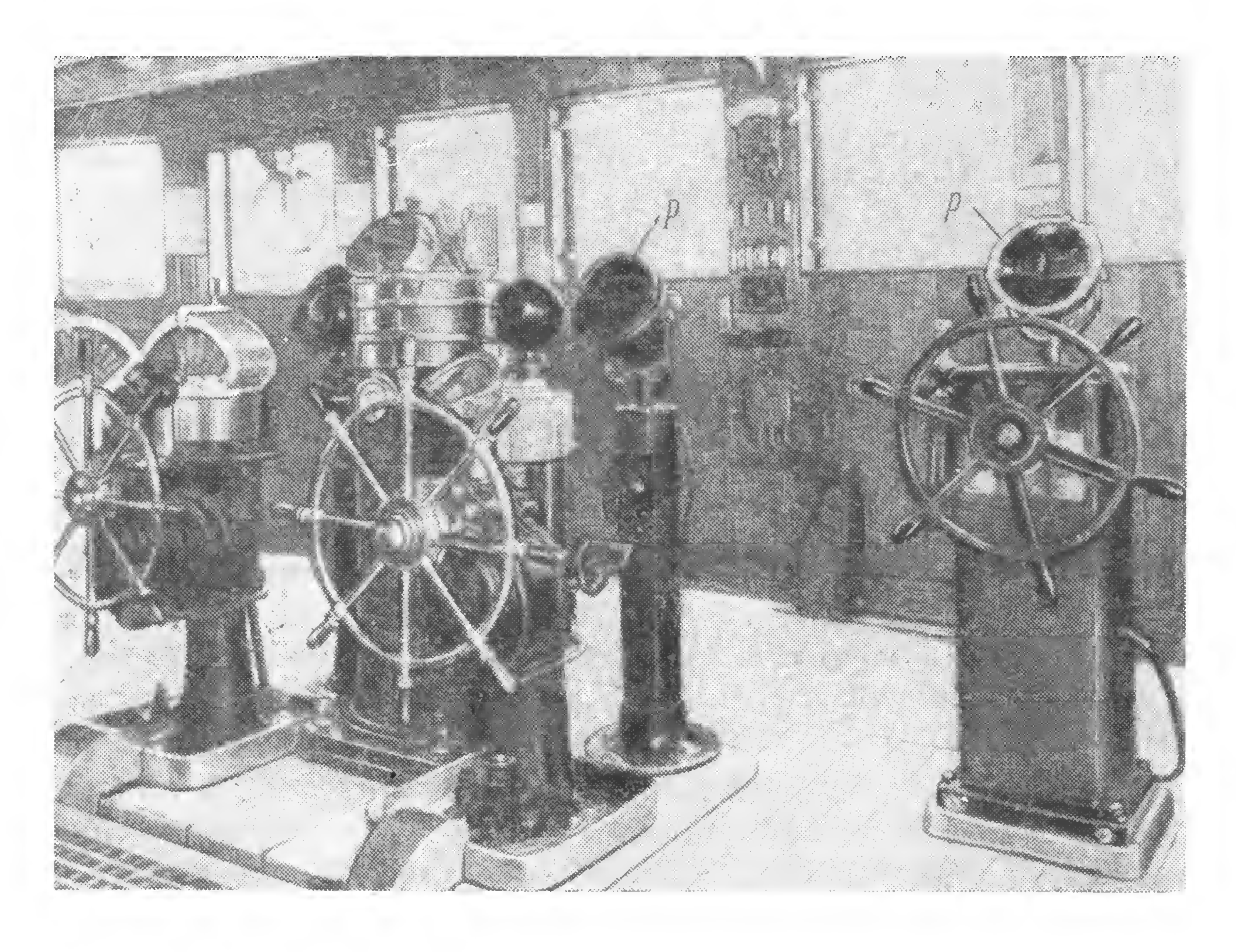


Рис. 57. Репитер гирокомпаса и гирорулевой на капитанском мостике

Репитер *P* (рис. 57) представляет собой электрический двигатель, соединенный проводами с гирокомпасом, синхронно повторяющий повороты последнего относительно корпуса корабля. Поэтому шка-

лой репитера пользуются так же, как и шкалой гироскопического компаса. По шкале репитера можно вести корабль в заданном направлении, на любые ориентиры и т. п. Такой повторитель показаний гирокомпаса имеет сравнительно небольшие размеры и устанавливается на капитанском мостике на некотором возвышении на специальной тумбе.

Репитер может устанавливаться на высокой подставке, так называемой пелорусе (рис. 58), непосредственно на палубе корабля.

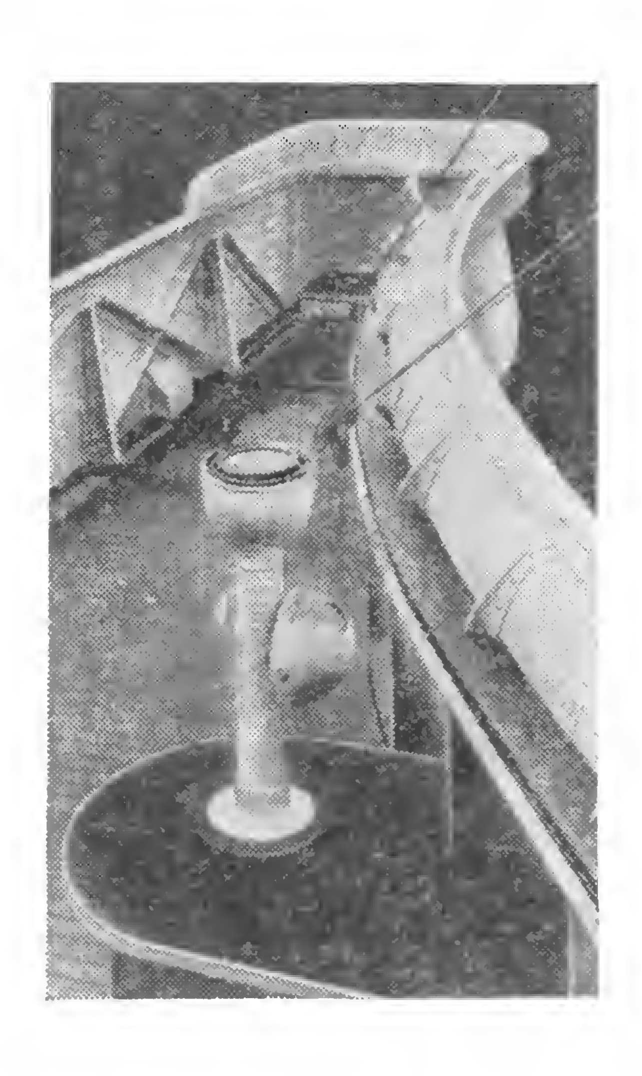


Рис. 58. Репитер гирокомпаса

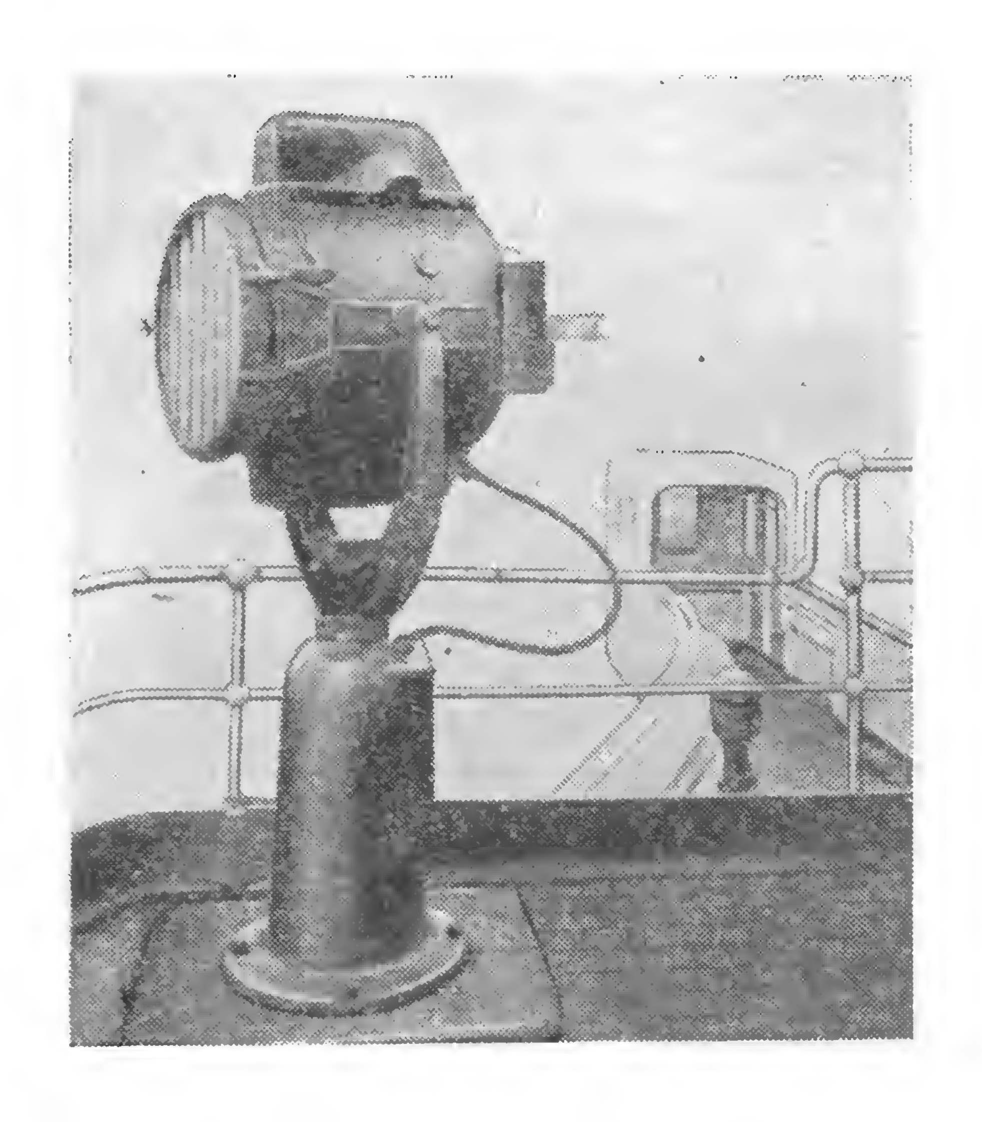


Рис. 59. Прожектор, стабилизированный в азимуте

В этом случае он снабжается визиром-пеленгатором, позволяющим определять с палубы направления на выбранные ориентиры, расположенные вдоль морских берегов или находящиеся в открытом море.

Репитеры гироскопического компаса получили широкое распространение и в приборах, автоматически регистрирующих изменения направления движения корабля. Такие автоматические устройства, носящие название курсографов, состоят из репитера, соединенного посредством специальной передачи с рычагом записывающего механизма и бумажной ленты, непрерывно перемещающейся относительно рычага. Движение бумажной ленты осуществляется от часового механизма и происходит с постоянной скоростью. Репитер, связанный передачей с рычагом записывающего устройства, при изменении кораблем курсового угла перемещает рычаг по валику, установленному в верхней части курсографа перпендикулярно продольной оси бумажной ленты. Указанные пере-

мещения записывающего рычага в определенном масштабе пропорциональны курсовому углу. В результате на движущейся бумажной ленте автоматически записываются все изменения курсового угла корабля.

Пользуясь записью курсографа, можно контролировать точность выдерживания корабля на заданном направлении и знать в какое время и какие маневры были кораблем выполнены. Запись курсографа является своеобразным документом, по которому всегда можно восстановить пройденный кораблем путь во всех его подробностях.

Репитеры гироскопического компаса используются и для стабилизации в заданном азимутальном направлении корабельных прожекторов. Такой корабельный прожектор (рис. 59) устанавливается на специальном основании, внутри которого размещены электрический двигатель и репитер. При отклонении корабля от первоначального курса одновременно отклонится от заданного направления и прожектор. Однако репитер сразу же зафиксирует отклонение прожектора, включит ток в электрический двигатель, который и возвратит прожектор к совмещению с его первоначальным направлением.

§ 19. Гироскопический рулевой

Наличие на корабле гироскопического компаса и возможность передачи его показаний с помощью репитеров в любые места судна позволили осуществить устройство, автоматически удерживающее корабль на заданном курсе. Указанный автомат, получивший название гироскопического рулевого, состоит из репитера *Р* (рис. 60), повторяющего показания гирокомпаса *ГК*. На оси репитера *Р* установлен ролик *r*, а на его корпусе — два контактных полукольца *a* и *b*, надежно изолированные друг от друга и корпуса прибора.

Ролик *r* репитера находится под электрическим напряжением, но в связи с тем, что при движении корабля в заданном направлении, например на север (рис. 60, *а*), ролик *r* будет находиться в изолированном промежутке между двумя контатными полукольцами *a* и *b*, ток в этом положении в автомат рулевого управления подаваться не будет. Но как только корабль отклонится от заданного направления, например вправо (рис. 60, *б*), так сразу же ролик *r* репитера *Р* изменит свое положение относительно корпуса корабля.

При изменении кораблем направления движения гироскопический компас, сохраняя неизменным свое положение относительно плоскости географического меридиана, изменит, естественно, свое положение по отношению к корпусу корабля, показывая тем самым, что движение судна происходит теперь с некоторым курсовым углом α. На такой же угол α повернется и ролик *r* репитера *Р* по отношению к контактным полукольцам *a* и *b*, которые вместе с корпусом репитера сохраняют на корабле свое положение неизменным. Ролик репитера сместится в этом случае с изоляционного проме-

жутка и замкнет контактное полукольцо a, подав тем самым ток в рулевую машину A.

Принципиальное устройство рулевой машины можно представить себе в виде электромагнита, который при подаче на его обмотку электрического тока вызывает перемещение якоря. Так как якорь электромагнита рулевой машины связан тросом с рычагом руля R, то при срабатывании электромагнита будет производиться поворот руля R около оси вращения последнего. В нашем случае при замыкании ролика r с полукольцом a сработает электромагнит рулевой машины A, который и переложит руль корабля влево.

Поворот руля влево вызовет разворот корабля против часовой стрелки, в результате которого судно начнет возвращаться к совмещению с заданным направлением движения. Этот поворот будет происходить до тех пор, пока ролик r репитера не возвратится на изоляционный промежуток между полукольцами a и b и не выключит ток, подаваемый в рулевую машину A или B.

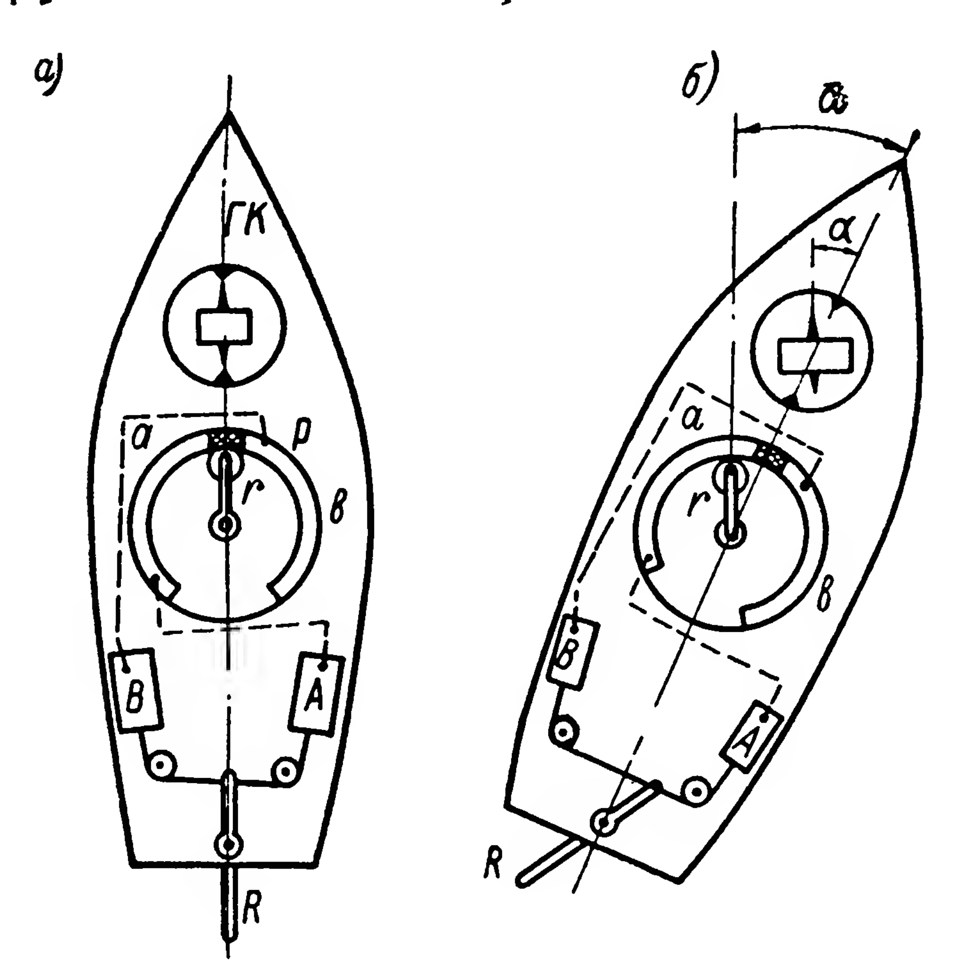


Рис. 60. Схема, объясняющая принцип устройства гирорулевого

Таков принцип работы гироскопического рулевого. В действительности его конструктивное выполнение сложнее, так как для быстрейшего возвращения судна к заданному направлению руль необходимо поворачивать в исходное положение раньше, чем корабль подойдет к заданному направлению движения. Если такую перекладку руля не производить, то корабль благодаря инерции его массы, выполняя поворот, будет как бы проскакивать через заданное направление, отклоняясь от него в противоположную сторону. Потребуется новая перекладка руля, теперь уже вправо. И так до тех пор, пока судно не выровняется на заданном курсе.

Чтобы избежать колебаний корабля около заданного направления, в современных конструкциях гироскопических рулевых предусматривается возможность автоматического поворота контактных полуколец репитера по отношению к корпусу корабля. Благодаря такому автоматическому упредителю, ролик попадает на изоляционный промежуток и, следовательно, возвращает руль в исходное положение раньше, чем корабль возвратится на заданный курс.

Весь механизм гироскопического рулевого монтируется обычно внутри колонки, устанавливаемой на капитанском мостике, и свя-

зывается синхронной передачей со штурвалом рулевого управления (рис. 57). При помощи такой передачи гироскопический рулевой и воздействует на штурвал рулевого управления, производя при отклонениях корабля от заданного курса соответствующую перекладку руля. Непрерывно воздействуя на рулевое управление, гироскопический рулевой автоматически, без затраты мускульной энергии человека, обеспечивает движение судна по заданному курсу.

§ 20. Гироскопический указатель географической широты местности

Гироскопические свойства быстро вращающихся тел принципиально могут быть использованы и для определения географической широты местности любого пункта земной поверхности. Для

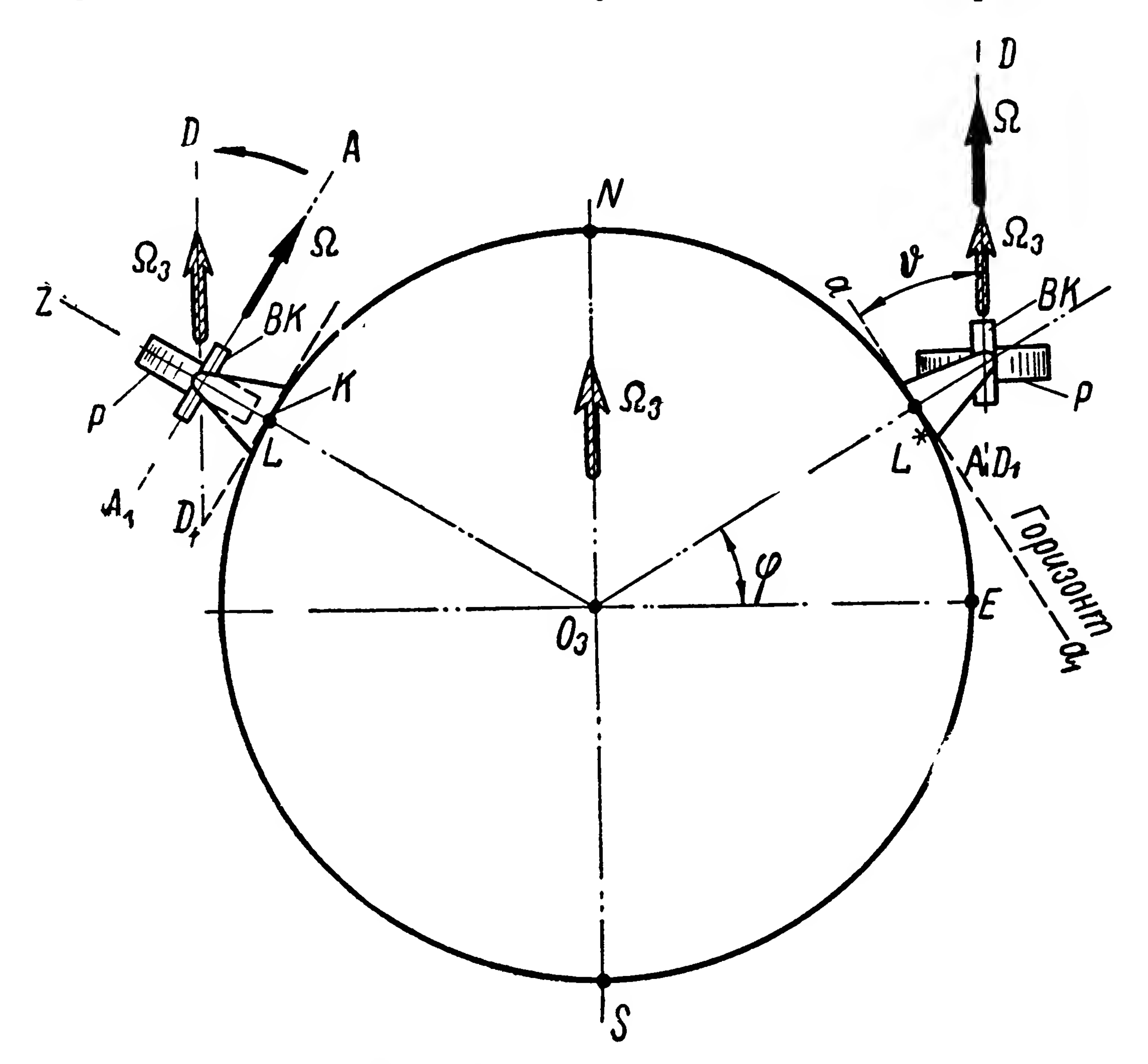


Рис. 61. Схема, объясняющая принцип работы гироширота

этого необходимо лишить гироскоп свободы вращения около вертикали O_3Z. С этой целью из гироскопической системы удаляется наружное кольцо, а внутреннее кардановое кольцо BK совместно с ротором P монтируется непосредственно в корпусе K прибора (рис. 61).

Выберем какой-либо пункт L на земной поверхности и установим в этом пункте гироскоп таким образом, чтобы его главная ось AA_1 могла перемещаться только в плоскости меридиана. Для этого

достаточно так закрепить на земной поверхности корпус K прибора, чтобы главная ось AA_1 была совмещена с плоскостью меридиана. При такой установке прибора гироскоп будет поставлен в условия вращения его вокруг двух осей одновременно: вокруг своей главной оси AA_1 и вокруг оси DD_1, параллельной земной оси NS.

Собственное вращение гироскопа вокруг оси AA_1 будет происходить с угловой скоростью Ω, а его вынужденный поворот, обусловливаемый суточным вращением Земли,— вокруг оси DD_1 с угловой скоростью Ω_3. При сообщении гироскопу вращения одновременно вокруг двух осей его главная ось AA_1 придет к совмещению с осью DD_1 вынужденного поворота, параллельной земной оси NS. Такое положение гироскопа, наступающее сразу же при сообщении ему вращения одновременно с угловыми скоростями Ω и Ω_3, показано на схеме в пункте L^*.

Вследствие перпендикулярности между прямыми O_3L^* и aa_1 и соответственно между O_3E и DD_1 углы ϑ и φ будут равны между собой. Следовательно, по величине угла ϑ наклона главной оси AA_1 относительно плоскости горизонта можно непосредственно определять величину угла φ географической широты местности. Гироскоп, как видим, превратился в указатель географической широты местности.

Гироскопический указатель географической широты местности долгое время не мог получить практического осуществления из-за значительных моментов сил трения, действующих по оси подвеса гироскопа. Однако в последние годы были найдены методы реального претворения в жизнь идеи использования гироскопа для целей определения не только географической широты, но и географической долготы любого пункта земной поверхности.

§ 21. Гироскопические успокоители качки корабля

Гироскоп в морском флоте используется еще и в качестве успокоителя бортовой качки корабля. История изобретения такого устройства весьма интересна. В начале нашего столетия в Германии был построен пароход, предназначенный для сообщения между курортами берега Немецкого моря. В связи с тем, что это побережье мелководно, пароход был построен с малой осадкой и потому был восприимчив к качке.

Даже при незначительной волне качка на этом пароходе была столь стремительной и углы наклона настолько велики, что пассажиры стали избегать поездок на нем. Чтобы исправить создавшееся положение, пароходная компания стала искать методы уменьшения качки судна на волнении. Такой метод был найден О. Шликом, который предложил для решения поставленной задачи использовать гироскоп.

Предлагаемое устройство состояло из гироскопа, массивный ротор P которого (рис. 62) монтировался на подшипниках в карда-

новом кольце BK. Тем самым ротору P обеспечивалась свобода вращения вокруг главной оси AA_1 гироскопа. Кольцо BK монтировалось в корпусе K успокоителя на подшипниках, расположенных по оси BB_1, благодаря чему обеспечивалась возможность совместного вращения ротора P и кольца BK вокруг оси BB_1. Корпус K успокоителя жестко крепился к корпусу корабля, причем таким образом, чтобы ось BB_1 подвеса гироскопа была расположена перпендикулярно продольной оси CC_1 корабля. Поэтому вращение гироскопа вокруг третьей оси CC_1 было возможным только совместно с корпусом судна.

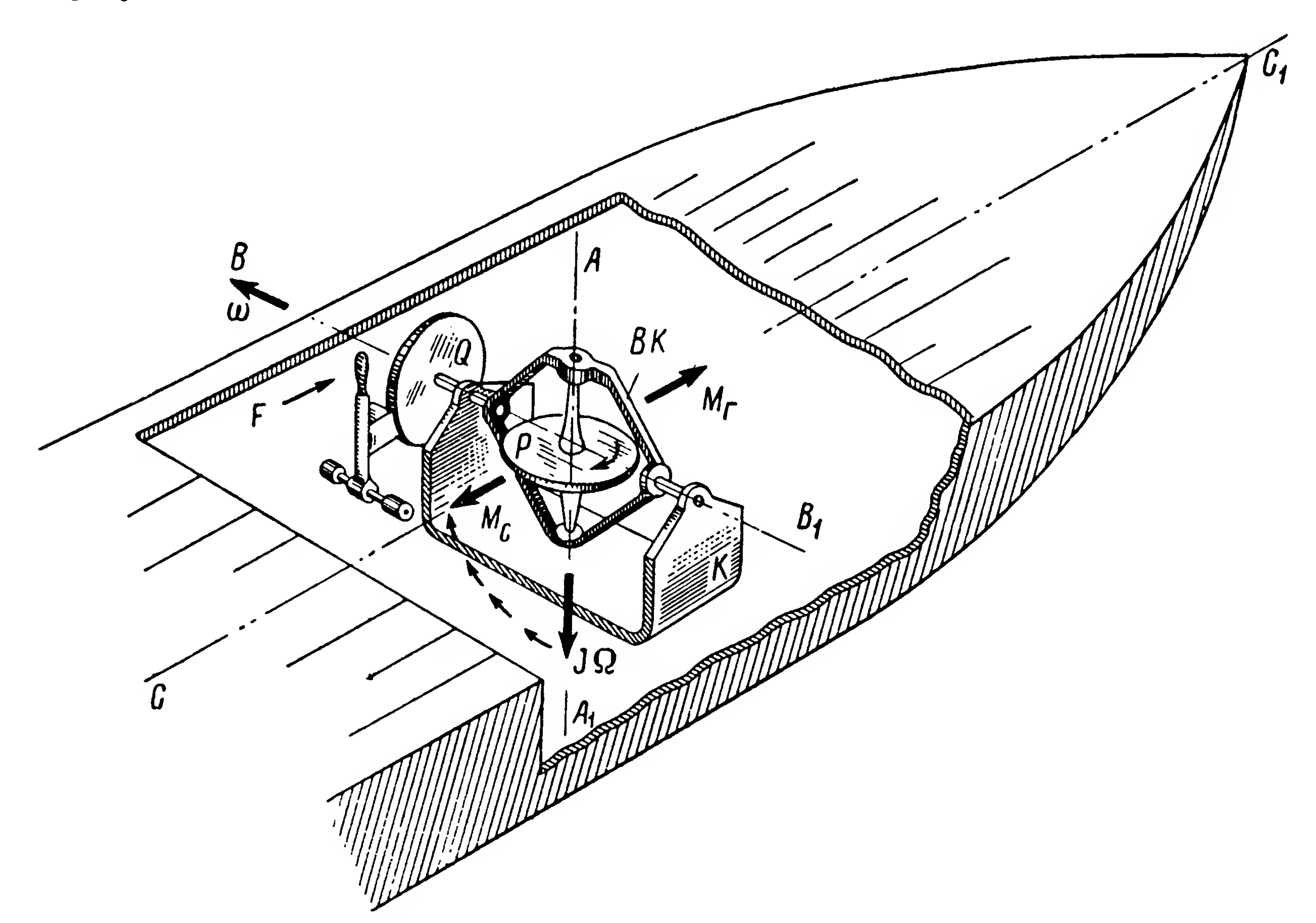


Рис. 62. Схема успокоителя качки корабля Шлика

В системе гироскопического успокоителя предусматривался тормоз, шкив Q которого соединялся с кольцом BK. Такое тормозное устройство позволяло, воздействуя на шкив Q усилием F, притормаживать движение гироскопа при его вращении вокруг оси BB_1. В тех случаях, когда судно должно было совершать переходы по морю в бурную погоду, ротор P приводился во вращение вокруг оси AA_1 с максимально возможной угловой скоростью Ω. Развивая при этом определенный по величине кинетический момент $J\Omega$, гироскоп приобретал способность оказывать сопротивление действующим на него внешним возмущающим моментам. Именно этот эффект и был использован в успокоителе качки корабля.

При подходе волны, стремящейся наклонить судно на тот или иной борт, его корпус испытывал возмущающий момент, который передавался и гироскопу. Представим себе, что волна подходит

с правого борта, стремясь наклонить корпус на левый борт. Энергия волны в этом случае будет стремиться повернуть корабль вокруг его продольной оси в направлении против часовой стрелки, если смотреть со стороны кормы. Описанное проявление энергии волн можно представить себе в виде некоторого внешнего возмущающего момента M_C, воздействующего на гироскоп относительно оси CC_1. Под влиянием внешнего момента возникнет прецессионное движение гироскопа вокруг оси BB_1 с угловой скоростью ω, равной, согласно формуле (5), величине $\frac{M_C}{J\Omega}$. Но как только гироскоп, вращающийся вокруг оси AA_1 с угловой скоростью Ω, получит дополнительное вращение вокруг какой-либо второй оси (в данном случае вокруг оси BB_1), сразу же возникнет гироскопический момент $M_г$, равный, $J\Omega\omega$, который будет действовать относительно оси CC_1. Нетрудно заметить, что гироскопический момент $M_г$ направлен противоположно внешнему возмущающему моменту M_C.

Воздействуя через опоры, расположенные по оси BB_1 подвеса, непосредственно на корпус корабля, гироскопический момент уравновесит внешний момент, порождаемый волной. Однако в процессе описанной стабилизации главная ось гироскопа, как известно (рис. 29), будет идти к совмещению с осью CC_1, относительно которой действует возмущающий момент M_C. Если такое совмещение осей произойдет, то сразу же исчезнет гироскопический момент, и стабилизация корабля нарушится.

При торможении происходит превращение энергии движения гироскопа, а тем самым и энергии волны в тепло. Правда, торможение уменьшает несколько угловую скорость ω прецессии гироскопа по сравнению с величиной $\frac{M_C}{J\Omega}$, в связи с чем гироскопический момент $M_г$ не будет в точности компенсировать внешний возмущающий момент M_C. Но, несмотря на это, уменьшение качки корабля всегда будет иметь место.

Испытания показали, что при включении гироскопического успокоителя качка уменьшается обычно в 2—3 раза, причем амплитуда колебаний гироскопа около оси BB_1 не превышает при этом 30—40°. Однако гироскопический успокоитель Шлика из-за сложности управления его тормозным устройством не получил широкого практического применения.

Дело в том, что для каждой частоты колебания волн приходится подбирать свою величину тормозного усилия, которое давало бы наиболее благоприятные результаты. Такая настройка была эффективной только для данной частоты колебаний волн. Как только состояние волнения моря изменялось, требовалась и новая регулировка тормозов. Кроме того, величина сил трения между деталями тормоза даже при одном и том же усилии могла изменяться с тече-

нием времени вследствие попадания между трущимися поверхностями смазки, влаги и т. п. Все это требовало дежурства техника-оператора, который непрерывно подбирал бы величину потребного усилия F (см. рис. 62) торможения, обеспечивающего наиболее эффективную работу успокоителя качки судна в соответствии со степенью волнения на море.

В 1909 г. русский ученый А. Н. Крылов предложил новый, более совершенный образец гироскопического успокоителя бортовой

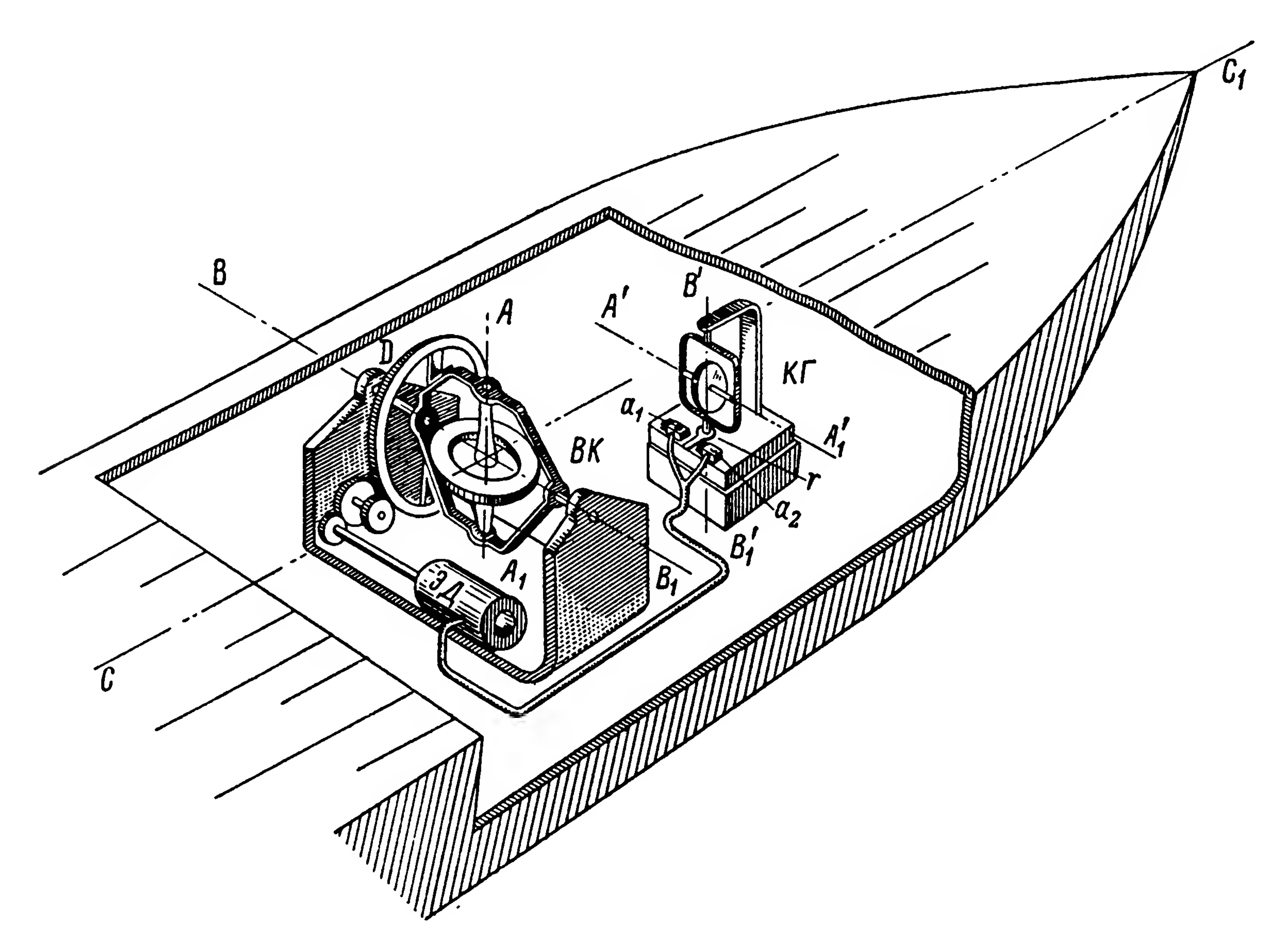


Рис. 63. Схема успокоителя качки корабля Сперри

качки корабля на волнении. В 1911 г. этот прибор был построен американским инженером Э. Сперри. В отличие от Шлика Сперри снабдил кольцо $ВК$ подвеса гироскопа (рис. 63) не тормозным шкивом, а зубчатым колесом D, которое при помощи редуктора было связано с валом электрического двигателя $ЭД$.

Кроме того, в новой системе успокоителя применялся второй, контрольный, гироскоп $КГ$ малых размеров. Он обладал двумя степенями свободы вокруг осей $A'A'_1$ и $B B'_1$. Поэтому при воздействии на корпус внешнего возмущающего момента, стремящегося повернуть корабль вокруг его продольной оси CC_1, контрольный гироскоп стремился к совмещению своей главной оси $A A'_1$ с осью CC_1 корабля.

В результате такого движения контактный рычаг r, жестко укрепленный на кольце подвеса контрольного гироскопа, замыкал дну из контактных ламелей a_1 или a_2, расположенных на корпусе

прибора. Включением контактных ламелей подавался ток в электрический двигатель *ЭД*, который начинал вращать основной гироскоп успокоителя вокруг оси BB_1 его подвеса в таком направлении, чтобы возникающий при этом гироскопический момент уравновешивал внешний возмущающий момент.

Размеры и вес гироскопических успокоителей качки были весьма значительны. В некоторых моделях (рис. 64) диаметр ротора ос-

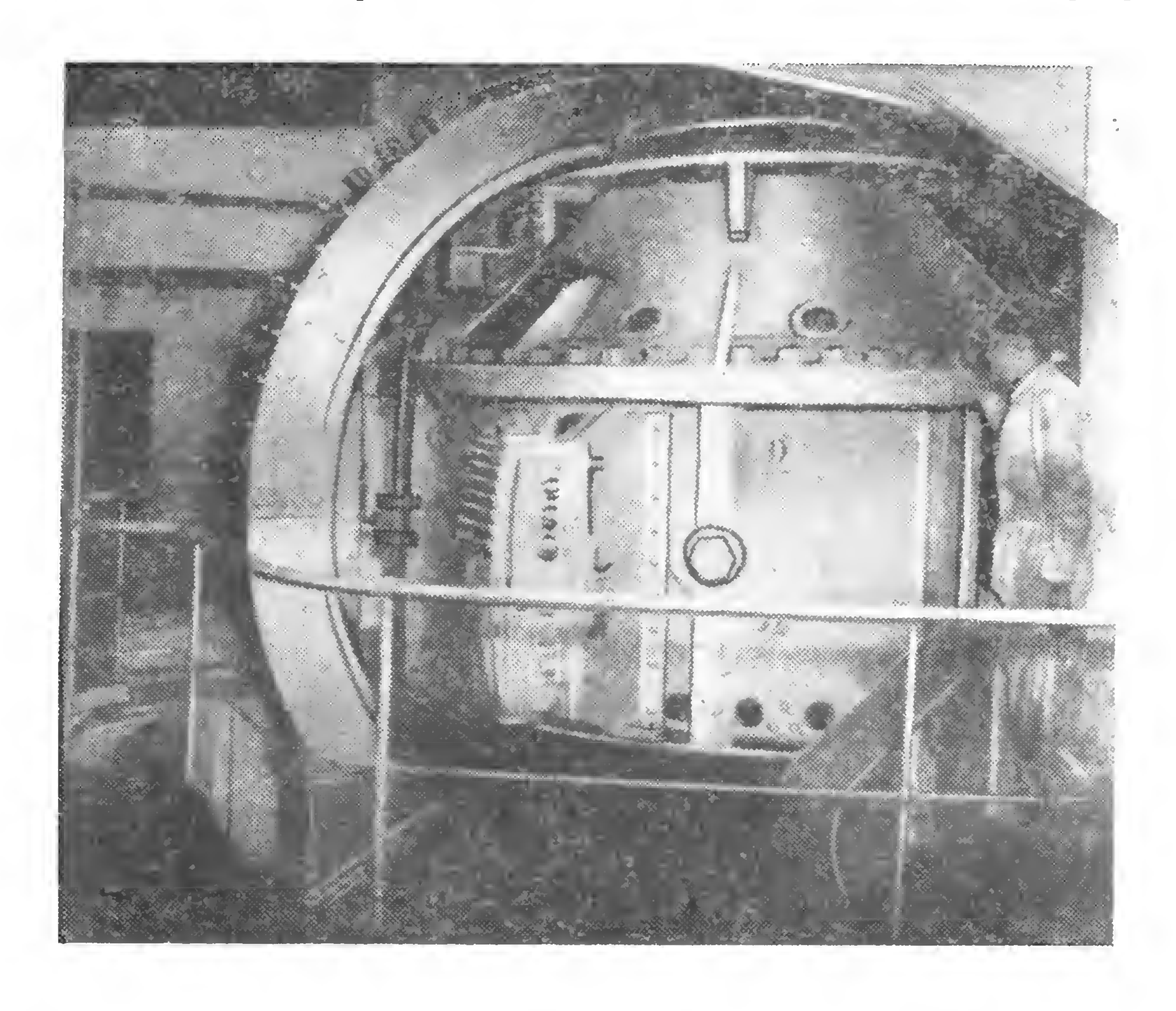


Рис. 64. Гироскопический стабилизатор качки, установленный в трюме корабля

новного гироскопа достигал 4 *м*, а вес 110 *т*. Однако по отношению к общему весу корабля вес гироскопического успокоителя составляет всего лишь около 1%.

§ 22. Успокоитель качки корабля с управляющим гироскопом

Для успокоения бортовой качки могут быть использованы устройства, значительно меньшие по габаритам, весу и мощности по сравнению с рассмотренными выше гироскопическими успокоителями непосредственного действия. В таких системах для противодействия внешнему возмущающему моменту, создаваемому волной, используется не непосредственно гироскопический момент стабилизатора, а момент, создаваемый сервомеханизмом, управляемым гироскопом.

В данном случае корабль снабжается по бортам специальными отсеками, из которых могут выдвигаться за пределы корпуса небольшие крылья-плавники, или так называемые боковые управляемые рули (рис. 65). В тихую погоду они убираются внутрь корпуса

(рис. 65, левый руль) и поэтому не оказывают сопротивления движению. В бурю, при волнении на море боковые рули с помощью домкратов выдвигаются (рис. 65, правый борт, и рис. 66).

Кроме передвижения вдоль осей a_1a_1' и a_2a_2' (рис. 65), боковые рули в выдвинутом положении могут поворачиваться вокруг этих же осей в пределах угла, равного примерно $\pm 20°$. Боковые рули расположены ниже ватерлинии. Благодаря этому поворотами рулей при движении корабля можно создать подъемную и погружающую силы. Это достигается поворотом рулей вокруг осей a_1a_1' и

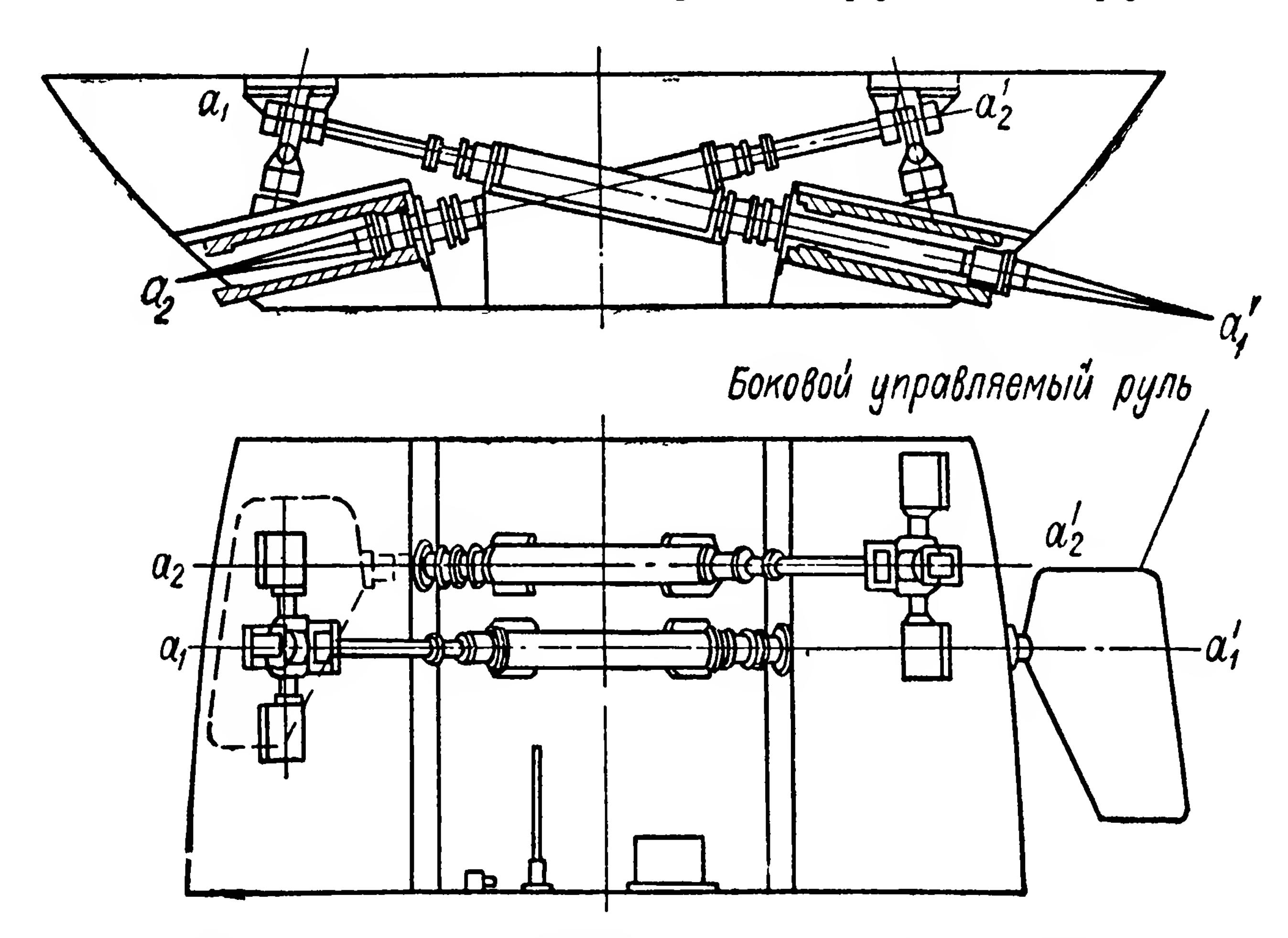


Рис. 65. Схема боковых управляемых рулей

a_2a_2', в результате чего их плоскости становятся под некоторым углом к направлению движения корабля.

Если при повороте бокового руля его передняя кромка поднимается кверху, а задняя опускается вниз, возникает подъемная сила тем большая, чем больше угол между плоскостью руля и горизонтом. При повороте руля в противоположном направлении будет возникать погружающая сила. Вращая управляемые рули во взаимно противоположных направлениях, можно создать со стороны одного борта судна действие подъемной силы, а со стороны другого — погружающей. Пара этих сил будет вызывать момент, действующий относительно продольной линии корабля.

Именно этот момент используется для компенсации качки судна. Производя поворот боковых рулей в необходимых направлениях, создают момент, противодействующий внешнему возмущающему моменту, который порождается действием волны на корабль. Таким образом, эффективность успокоения качки судна на волнении будет зависеть от своевременного поворота управляемых или так называемых стабилизирующих рулей на величину необходимого угла в требуемых направлениях.

Для обеспечения указанного условия используется управляющий гироскоп, аналогичный контрольному гироскопу в успокоителе качки (рис. 63). Размеры управляющего гироскопа сравнительно невелики, что позволяет свободно разместить его на капитанском мостике (рис. 67). Являясь гироскопом с двумя степенями свободы, он, как известно (см. § 10), будет реагировать на угловую скорость поворота его основания, каковым в данном случае является корпус корабля. Поэтому, как только судно под воздействием волны получит даже самую незначительную скорость поворота вокруг своей продольной оси, управляющий гироскоп сразу же ее зафиксирует и, поворачиваясь, включит двигатель сервопривода, который и произведет поворот стабилизирующих рулей в требуемом направлении.



Рис. 66. Боковой управляемый руль, выдвинутый за корпус корабля

В результате создается момент, противодействующий возмущающему, и наклон судна на борт будет приостановлен. При изменении направления действия внешнего возмущающего момента управляющий гироскоп произведет реверсирование сервопривода, благодаря чему стабилизирующие рули будут повернуты в противоположном направлении. Такой непрерывный реверс боковых рулей вокруг осей a_1a_1' и a_2a_2' (рис. 65) и обеспечивает сохранение корабля в более или менее горизонтальном положении даже при сильном волнении моря.

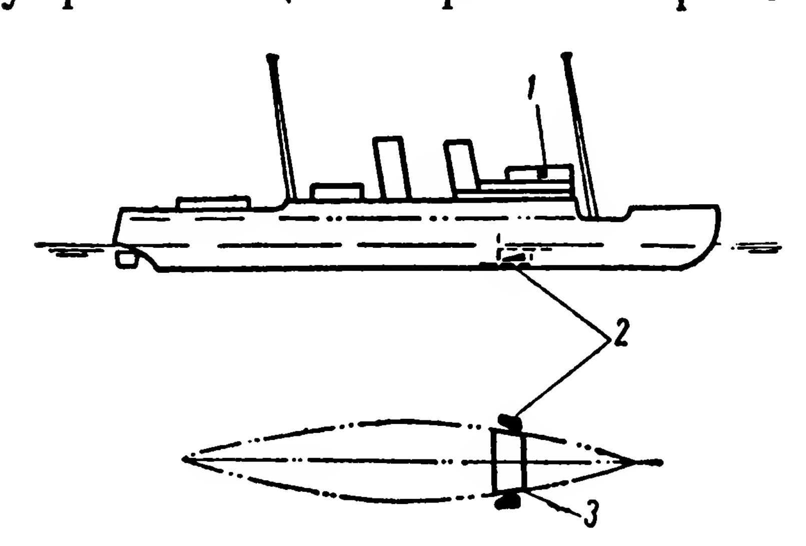


Рис. 67. Схема размещения стабилизирующих рулей на корабле

1 — управляющий гироскоп; *2* — стабилизирующие рули; *3* — отсек стабилизирующих рулей

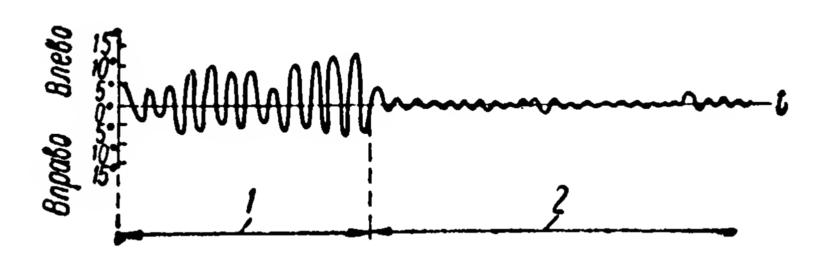


Рис. 68. График бортовой качки корабля

1 — стабилизатор включен; *2* — стабилизатор выключен.

Описанная конструкция успокоителя занимает незначительное место (рис. 67). Однако, несмотря на малые габариты, она обеспечивает эффективное успокоение качки корабля. На рис. 68 изображен график экспериментальной записи колебаний корпуса корабля

при включенном и выключенном стабилизаторе. Углы боковой качки при включении успокоителя уменьшаются примерно в 4—5 раз. Недостатком рассматриваемой схемы является зависимость ее эффективности от скорости движения. В частности, эффективность уменьшается при снижении скорости хода и равна нулю при неподвижном корабле.

ГЛАВА V

ГИРОСКОП В АВИАЦИИ

§ 23. Роль гироскопических приборов в самолетовождении

При полете самолета необходимо иметь точные данные о географических координатах тех пунктов земной поверхности, над которыми он в данный момент времени пролетает. Только при этом условии можно совершить полет по заранее заданному маршруту.

На заре авиации, когда полеты самолетов производились только в хорошую, так называемую лётную погоду выполнение указанных условий не вызывало затруднений.

Так, например, если самолет должен был совершить перелет по маршруту, включающему в себя пункты *A*, *B*, *C* и *D* (рис. 69), то летчик вначале выбирал направление на поселок *A*, затем на хутор *B*, после чего вел самолет вдоль реки до моста *C*, через нее, и дальше выдерживал направление полета вдоль железнодорожного полотна вплоть до достижения пункта *D*. Благодаря хорошей видимости летчики легко ориентировались по лежащей под ними местности, а, используя линию естественного горизонта, могли выдерживать полет в горизонтальной плоскости.

Однако с развитием авиации, увеличением дальности, скорости и высоты полетов уже нельзя было рассчитывать на выполнение перелетов только при лётной погоде. Действительно, при больших дальностях беспосадочных перелетов нельзя предполагать, что на всей трассе будет стоять ясная погода. На своем пути самолет может попасть в облачность, туман, дождь и другие условия, при которых земная поверхность окажется скрытой от наблюдений.

Характерная черта современной авиации — совершение полетов при отсутствии видимости земной поверхности. Пассажирские и почтовые самолеты должны совершать регулярные рейсы в любое время дня и ночи, при любой погоде, так как в противном случае, при выжидании лётной погоды будет теряться одно из основных преимуществ воздушного сообщения — скорость. Более того, полет сопровождается подчас отсутствием видимости и небесных светил. В таком случае летчик ведет машину «вслепую».

Для выполнения слепого полета по заранее намеченному маршруту самолет должен быть оборудован приборами, которые в течение всего времени указывали бы направление линии север—юг, называемой обычно полуденной и истинной вертикали. На первый взгляд такие требования могут быть обеспечены весьма простыми средствами. Достаточно, казалось бы, оборудовать самолет маятником и магнитной стрелкой, чтобы дать возможность летчику определить положение самолета относительно плоскостей горизонта и меридиана.

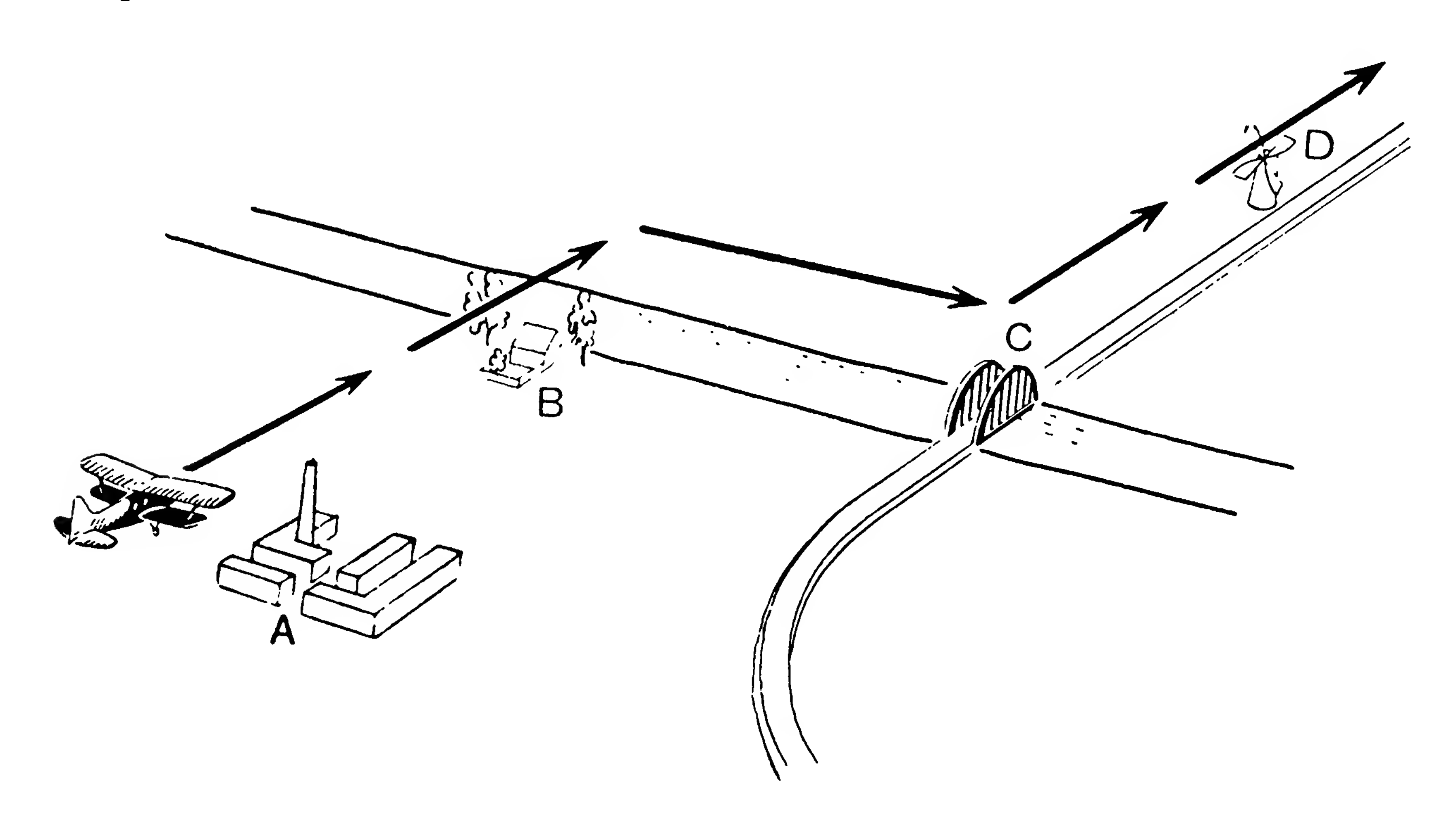


Рис. 69. Схема полета самолета по земным ориентирам

Именно по этому пути использования магнитного компаса и маятникового креномера и пытались идти первые русские навигаторы. Так, еще в 1804 г. при полете Я. Д. Захарова с научными целями на воздушном шаре в его гондоле для определения направления движения был установлен магнитный компас.

Опираясь на опыт морского кораблевождения, русские авиаторы стремились оснастить свои воздушные корабли самыми совершенными в те времена навигационными приборами. А. Ф. Можайский при постройке своего первого в мире самолета, испытания которого происходили в России в 1882—1884 гг., предусмотрел установку на нем специально сконструированного магнитного компаса. Большую помощь А. Ф. Можайскому оказал крупнейший специалист компасного дела академик И. П. Колонга (1839—1902).

Русский самолет «Илья Муромец», первый полет которого состоялся в декабре 1913 г., имел 2 комплекта маятниковых креномеров и магнитные компасы; один для летчика и второй для штурмана. Опыт использования магнитного компаса на самолете «Илья Муромец» и явился началом развития самолетовождения по приборам.

Однако ни магнитная стрелка, ни маятник не могли в условиях полета, так же как и на качающемся корабле (см. § 3), сохранять свои положения неизменно совмещенными с направлениями полуденной линии и истинной вертикали. Это объясняется тем, что даже при прямолинейном полете вследствие атмосферных возмущений, случайных отклонений рулей, неравномерной работы двигателей и других причин самолет совершает непрерывные колебания вокруг своих осей (рис. 70). Эти колебания порождают перемещения с ускорениями опор подвесов магнитной стрелки и маятника в корпусе самолета, обусловливая тем самым их отклонения от направлений полуденной линии и вертикали. Кроме того, при колебаниях самолета силы трения, неизбежно существующие в опорах подвесов, воздействуя на магнитную стрелку и маятник, увлекают их за поворотами самолета (см. § 3, рис. 4). Все это, учитывая непрерывные колебания самолета, порождает и непрекращающиеся колебания маятника и магнитной стрелки около направлений вертикали и полуденной линии. Указанные обстоятельства затрудняют пользование рассмотренными приборами для определения углов крена самолета по отношению к плоскости горизонта и его курсовых углов относительно плоскости меридиана.

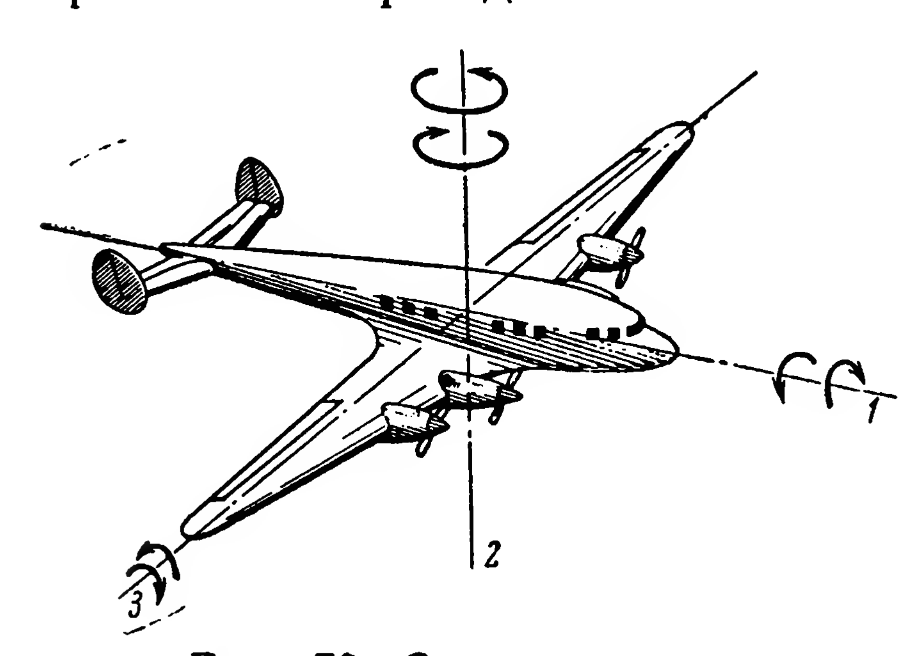


Рис. 70. Схема самолета

1 — продольная ось; 2 — вертикальная ось; 3 — поперечная ось

Таким образом, ни магнитная стрелка, ни маятниковый креномер не могли явиться надежными указателями положений плоскостей меридиана и горизонта. Вот почему возникла насущная потребность в создании принципиально новых приборов, которые бы в специфических условиях полета сохраняли неизменным свое положение относительно плоскостей горизонта или меридиана. Было сделано много попыток улучшения качества и магнитного компаса и маятникового креномера, однако ни одна из них не дала удовлетворительного решения. И только применение гироскопа позволило создать навигационные приборы, удовлетворяющие все возрастающим требованиям авиации.

Естественно, что внедрению гироскопа в самолетовождение во многом способствовал опыт морского флота, который к этому времени накопил достаточное количество материала по практическому использованию гироскопического компаса на море. Однако было бы ошибочным полагать, что авиация лишь позаимствовала у морского флота уже готовые гироскопические приборы. Малые габариты кабины самолета, высокие скорости его полета, ограничение веса

для всех механизмов и приборов, устанавливаемых на самолете исключали возможность использования на нем морского гироскопического компаса, обладающего, как известно, значительными габаритами и весом.

Правда, в начале XX в. были предприняты попытки использовать гироскопический компас в авиации. Дирижабль «Италия», совершивший в 1928 г. полет к Северному полюсу, был оборудован гироскопическим компасом, однако эксперимент этот был неудачным. Дальнейших же попыток использования гироскопического компаса в авиации, как об этом можно судить по периодической печати, не предпринималось.

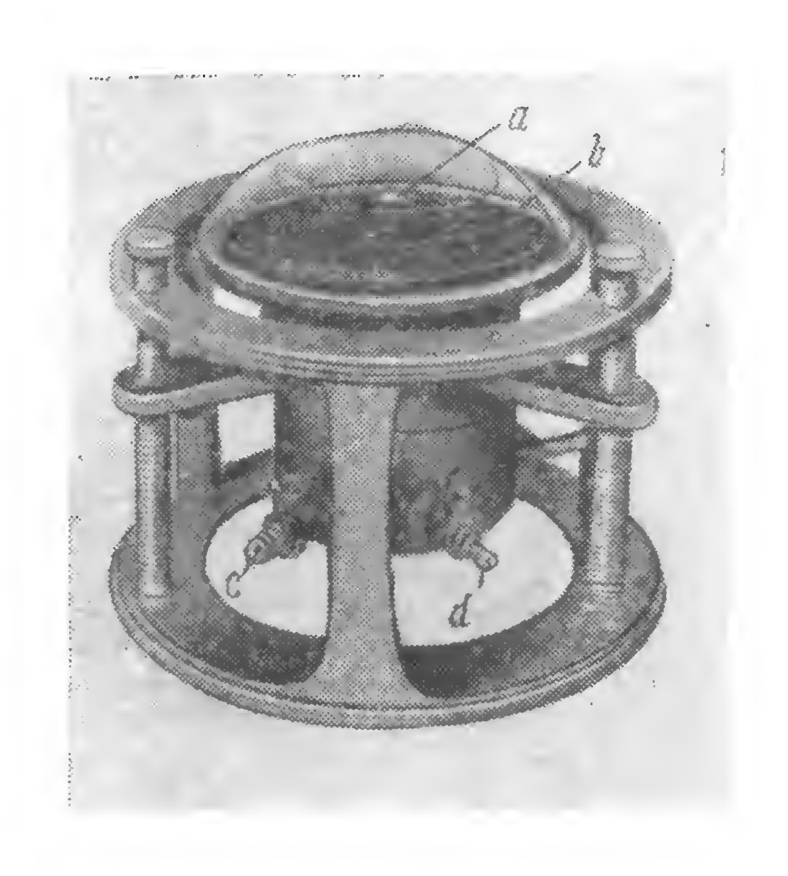


Рис. 71. Авиационный гирогоризонт 1914 г.

Самолетостроителям в этом вопросе пришлось идти самостоятельным путем. Без сомнения, установившиеся методы проектирования и технологические приемы изготовления гироскопических компасов были в полной мере использованы самолетостроителями, что и оказало решающее влияние на сравнительно быстрое внедрение гироскопических приборов в авиацию. Так, уже в первую мировую войну русские военные самолеты были оборудованы гироскопическими указателями горизонта (рис. 71). Волчок прибора приводился во вращение сжатым воздухом, подаваемым внутрь прибора через патрубок c и отсасываемым оттуда через трубку d. Волчок описываемого прибора упирался одним концом своей оси, так называемой шпилькой, в подпятник или топку N (рис. 72). Верхняя часть оси AA_1 вращения волчка оканчивалась небольшим плоским диском a, по положению которого относительно прозрачного сферического колпака b, неизменно связанного с самолетом, и выдерживался горизонтальный полет.

Центр тяжести ротора был размещен несколько ниже точки его опоры, благодаря чему ось AA_1 вращения волчка сохраняла вертикальное положение. Таким образом, при горизонтальном полете диск a гироскопического горизонта находился в центре сферического колпака b, указывая тем самым летчику о горизонтальном положении самолета. При выходе последнего из горизонтального положения, например при наборе высоты, вместе с самолетом получал наклон относительно сохраняющей вертикальное направление оси AA_1 волчка и прозрачный колпак b. По этим перемещениям диска a от центра сферического колпака b, на котором были нанесены концентрические окружности (рис. 72), летчик определял углы наклона самолета.

Русская авиация не только не отставала от зарубежных стран в деле использования гироскопических приборов на самолете, но часто являлась пионером их внедрения. Так, например, в 1917 г. русские летчики А. Н. Журавченко и Г. Н. Алехнович совершили на самолете «Илья Муромец» слепой полет, выдерживая прямолинейный курс в заданном направлении по гироскопическому указателю поворотов, о принципиальном устройстве которого будет сказано ниже. Этот прибор, разработанный П. П. Шиловским специально для авиации, позволил провести самолет по заранее намеченному курсу при полном отсутствии видимости земных ориентиров.

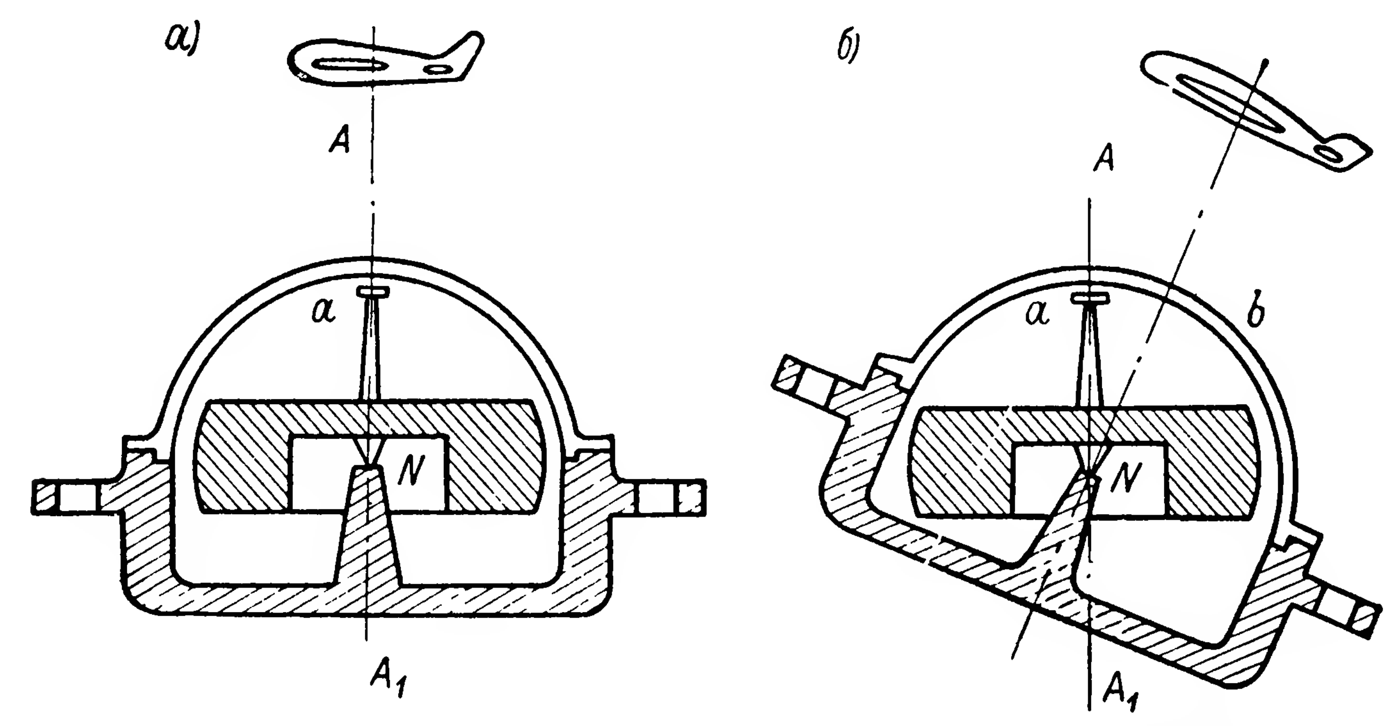


Рис. 72. Схема, объясняющая принцип работы авиационного гирогоризонта 1914 г.: *а*—при горизонтальном полете; *б*—при наборе высоты

Работы советских ученых А. Н. Крылова, Б. В. Булгакова, С. С. Тихменева, Г. В. Коренева, А. Р. Бонина, Г. О. Фридлендера и многих других в содружестве с выдающимися конструкторами Е. Ф. Антиповым, Е. В. Ольманом, Р. Г. Чичикяном, А. И. Марковым и другими талантливыми инженерами обеспечили оснащение советской авиации высококачественными гироскопическими приборами.

В двадцатых годах текущего столетия в дополнение к указателю поворотов создаются авиационные гироскопические указатели, курса и горизонта, которые стали в настоящее время обязательными навигационными приборами самолета любого типа. В начале тридцатых годов советские конструкторы Д. А. Браславский, М. М. Качкачян и М. Г. Эйлькинд первыми в мире разработали, построили и испытали гиромагнитный компас, получивший в настоящее время широкое распространение в авиации всех стран мира.

Гироскопические приборы позволяют измерять углы, угловые скорости и ускорения при отклонении самолета от заданного направления. Пользуясь гироскопическими приборами, определяют линейные скорости и ускорения движения самолета. Наконец, они облегчают физический труд летчика, управляя полетом самолета автоматически.

§ 24. Гироскопический тахометр

Как упоминалось в предыдущем параграфе, одним из первых гироскопических приборов, использованных в авиации, был прибор, указывающий повороты самолета вокруг вертикали, или, как говорят, в азимуте. Чтобы разобраться в его принципиальной сущности, представим себе ротор гироскопа, быстро вращающийся вокруг оси AA_1 в кардановом кольце BK (рис. 73). Кольцо BK, в свою очередь, может вращаться совместно с ротором вокруг оси BB_1 в корпусе прибора, жестко укрепленном на основании N.

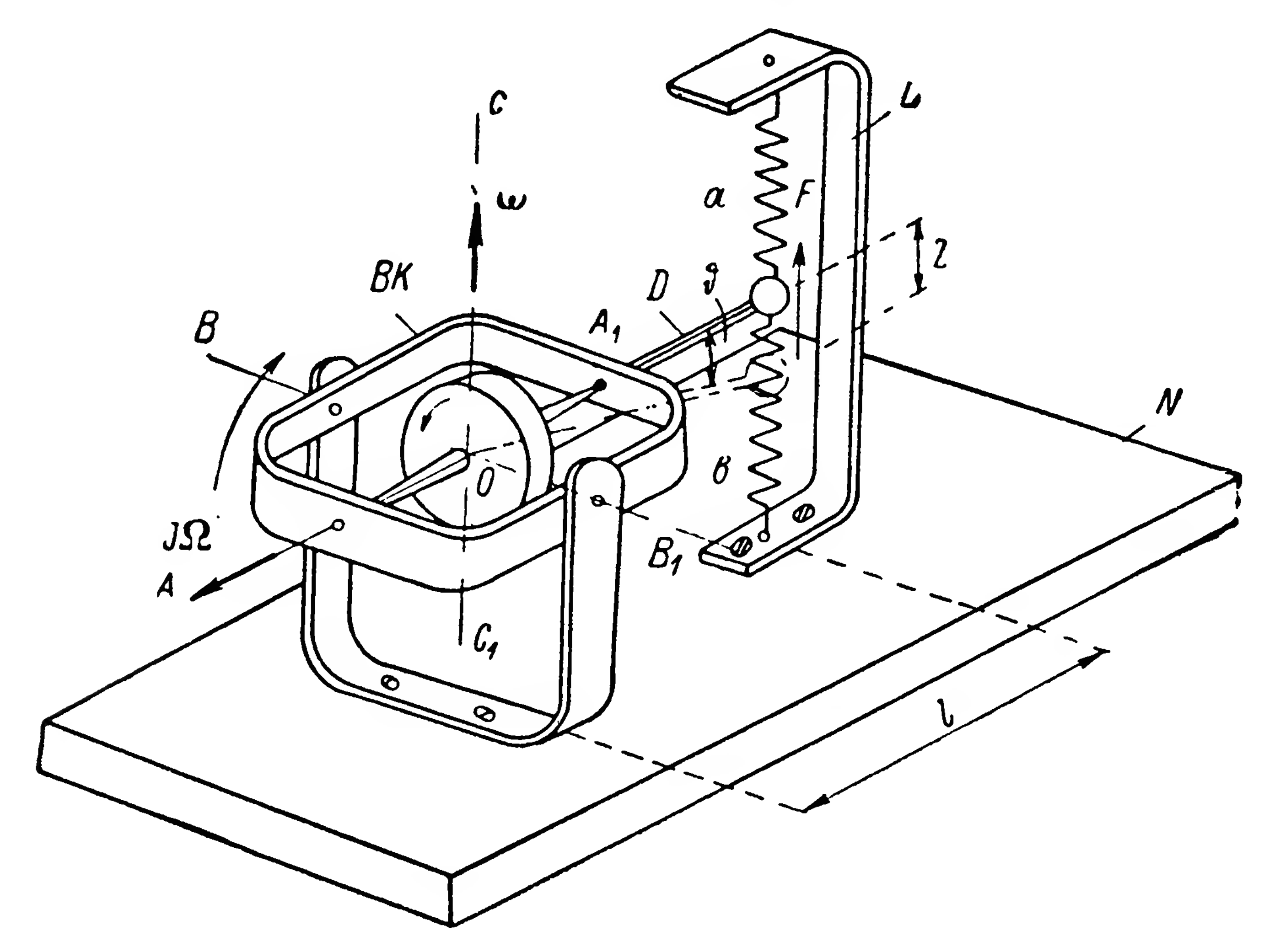


Рис. 73. Принципиальная схема гиротахометра

На продолжении оси AA_1 к кардановому кольцу BK прикреплен стержень D, заканчивающийся шаровым наконечником, с которым соединены концы спиральных пружин a и b. Вторые концы этих пружин закреплены на кронштейне L, смонтированном также на основании N. Благодаря наличию пружин свобода вращения гироскопа вокруг оси BB_1 его подвеса становится частично ограниченной, так как при повороте гироскопа вокруг оси BB_1 пружины будут деформироваться, создавая тем самым усилие, стремящееся возвратить гироскоп в исходное нулевое положение.

Если основание N поворачивать вокруг оси CC_1 с угловой скоростью ω, то вместе с основанием с такой же угловой скоростью ω начнет поворачиваться и гироскоп. При этом последний будет поставлен в условия одновременного движения сразу вокруг двух осей: AA_1 и CC_1 с угловыми скоростями Ω и ω. В этом случае гироскоп начнет вращаться вокруг оси BB_1, стремясь совместить свою главную ось AA_1 с осью CC_1 вынужденного поворота.

Вместе с гироскопом вокруг оси BB_1 будет поворачиваться и стержень D, шаровой наконечник которого начнет воздействовать на пружины a и b. Одна из пружин при этом будет растягиваться на величину z, вторая — на столько же сжиматься. В результате указанной деформации возникнет сила F упругости пружин, которая будет стремиться возвратить гироскоп к нулевому положению. С увеличением угла поворота ϑ гироскопа вокруг оси BB_1 деформация z пружин будет возрастать увеличивая силу F их упругости.

При некотором значении угла ϑ сила F достигнет такой величины, которая на плече l создаст момент Fl, уравновешивающий момент гироскопической реакции. В соответствии с формулой (3) в это время наступит равенство моментов

$$Fl = J\Omega\omega,$$

и движение гироскопа вокруг оси BB_1 прекратится. Так как сила F зависит от деформации z пружин, а величина деформации от угла ϑ поворота гироскопа, то и момент Fl будет зависеть от величины угла ϑ. Если эту зависимость полагать пропорциональной и воспользоваться коэффициентом пропорциональности k, то последнее равенство можно переписать в виде

$$Fl = k\vartheta = J\Omega\omega,$$

откуда следует

$$\vartheta = \frac{J\Omega}{k}\omega. \tag{6}$$

Таким образом, угол поворота гироскопа ϑ вокруг оси BB_1 является пропорциональным величине угловой скорости ω вынужденного поворота прибора, так как кинетический момент $J\Omega$ и коэффициент k в каждом приборе остаются величинами постоянными. Следовательно, по величине угла ϑ с помощью данного прибора можно измерять угловую скорость ω. Именно поэтому он получил название гироскопического тахометра.[1] Так как гироскоп прибора имеет только две степени свободы, вокруг осей AA_1 и BB_1, его называют еще гиротахометром с двумя степенями свободы.

Соединяя гироскоп тахометра со стрелкой (рис. 74) и снабжая корпус прибора шкалой с нанесенной на ней в соответствующем масштабе сеткой делений, получают возможность произвести непосредственную оценку величины угловой скорости ω. Для успокоения колебаний стрелки гироскопического тахометра последний снабжают специальным успокоителем. В качестве такого успокоителя широкое распространение получил пневматический демпфер, представляющий собой жестко укрепленный на корпусе прибора цилиндр *Ц*, внутри которого помещен поршень *П*, соединенный

[1] Слово «тахометр» означает «измерение скорости вращения».

рычагом с гироскопом. При колебаниях гироскопа, а следовательно и стрелки прибора, около оси BB_1 поршень будет перемещаться внутри цилиндра. Этому оказывает сопротивление воздух, сжимаемый в цилиндре и не успевающий выходить через отверстие L. Указанное сопротивление будет тем больше, чем с большей скоростью происходит перемещение поршня *П* внутри цилиндра *Ц*.

Устанавливая описанный гироскопический тахометр на самолете, получают возможность измерять угловые скорости его поворота около одной из собственных осей (рис. 70). Большей частью гироскопические тахометры используются на самолете для фикси-

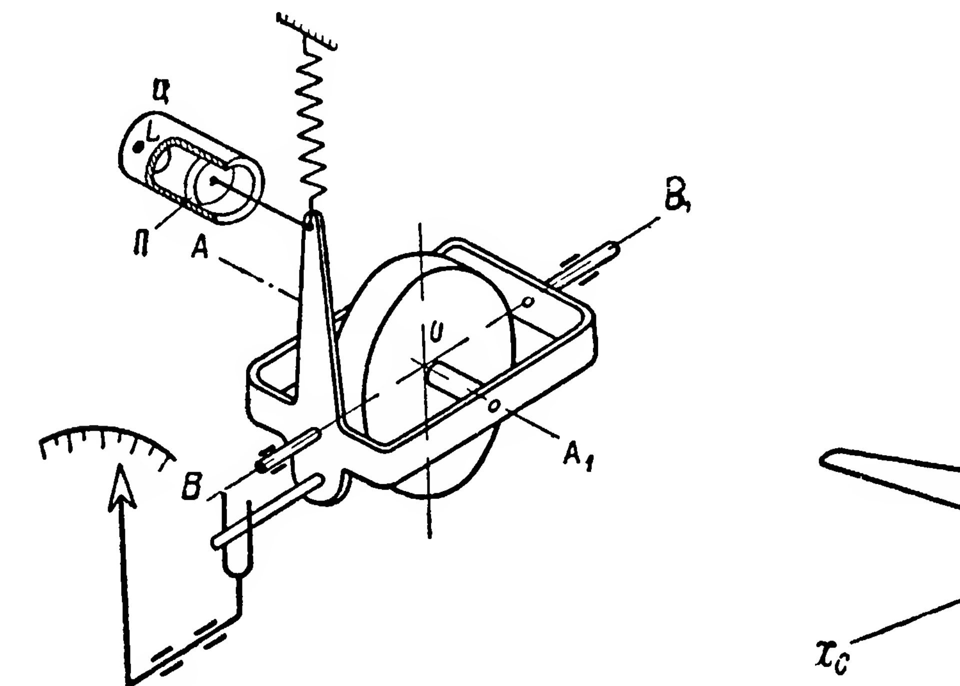


Рис. 74. Схема передачи поворота гиротахометра на шкалу прибора

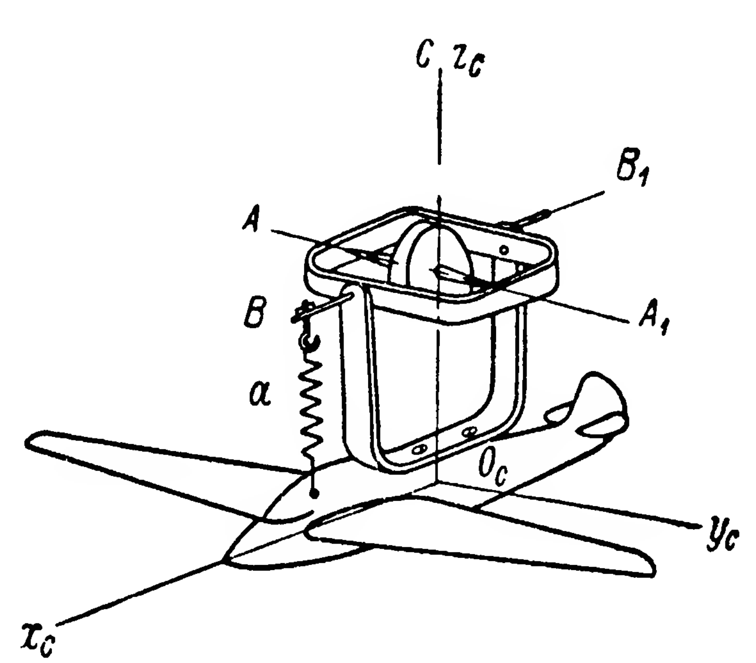


Рис. 75. Схема установки гиротахометра на самолете

рования его поворотов вокруг вертикальной оси. В этом случае тахометр монтируется таким образом, чтобы ось BB_1 его подвеса была совмещена с продольной осью O_cx_c самолета (рис. 75).

До тех пор пока самолет летит строго по заданному направлению, гироскоп гиротахометра вращается только вокруг своей главной оси AA_1. Никаких моментов относительно оси BB_1 на гироскоп в этом случае действовать не будет. Поэтому пружина *a* легко удерживает гироскоп в нулевом положении, при котором его главная ось AA_1 остается параллельной плоскости $x_cO_cy_c$ самолета. Но как только самолет начнет отклоняться от заданного направления полета, поворачиваясь вокруг оси O_cz_c, гироскопу сразу же будет сообщено вращение вокруг двух осей: AA_1 и O_cz_c одновременно. В результате произойдет поворот гироскопа вокруг оси BB_1 на некоторый угол, при котором момент, создаваемый пружиной *a*, уравновесит момент гироскопической реакции. Главная ось AA_1 получит наклон относительно плоскости $x_cO_cy_c$ на угол ϑ, величина и направление которого будет указывать пилоту на величину и направление угловой скорости начавшегося вращения. Воздействием на рули управления летчик может прекратить вращение самолета и тем самым предотвратить его смещение относительно заданного направления полета.

Гироскопические тахометры могут быть использованы для измерения угловых скоростей поворота самолета не только относительно его вертикальной оси, но и относительно его продольной и поперечной осей (рис. 70). Для этого необходимо так установить гироскопический тахометр, чтобы его ось OC_1 была совмещена при нулевом положении гироскопа (рис. 75) с соответствующей осью $O_c y_c$ или $O_c x_c$ самолета.

§ 25. Гироскопический указатель поворотов

Из рассмотренного выше можно сделать заключение о том, что для выдерживания полета самолета в заданном направлении не обязательно определять величину угловой скорости его поворота вокруг оси $O_c z_c$. Важно лишь получить указание о возникновении

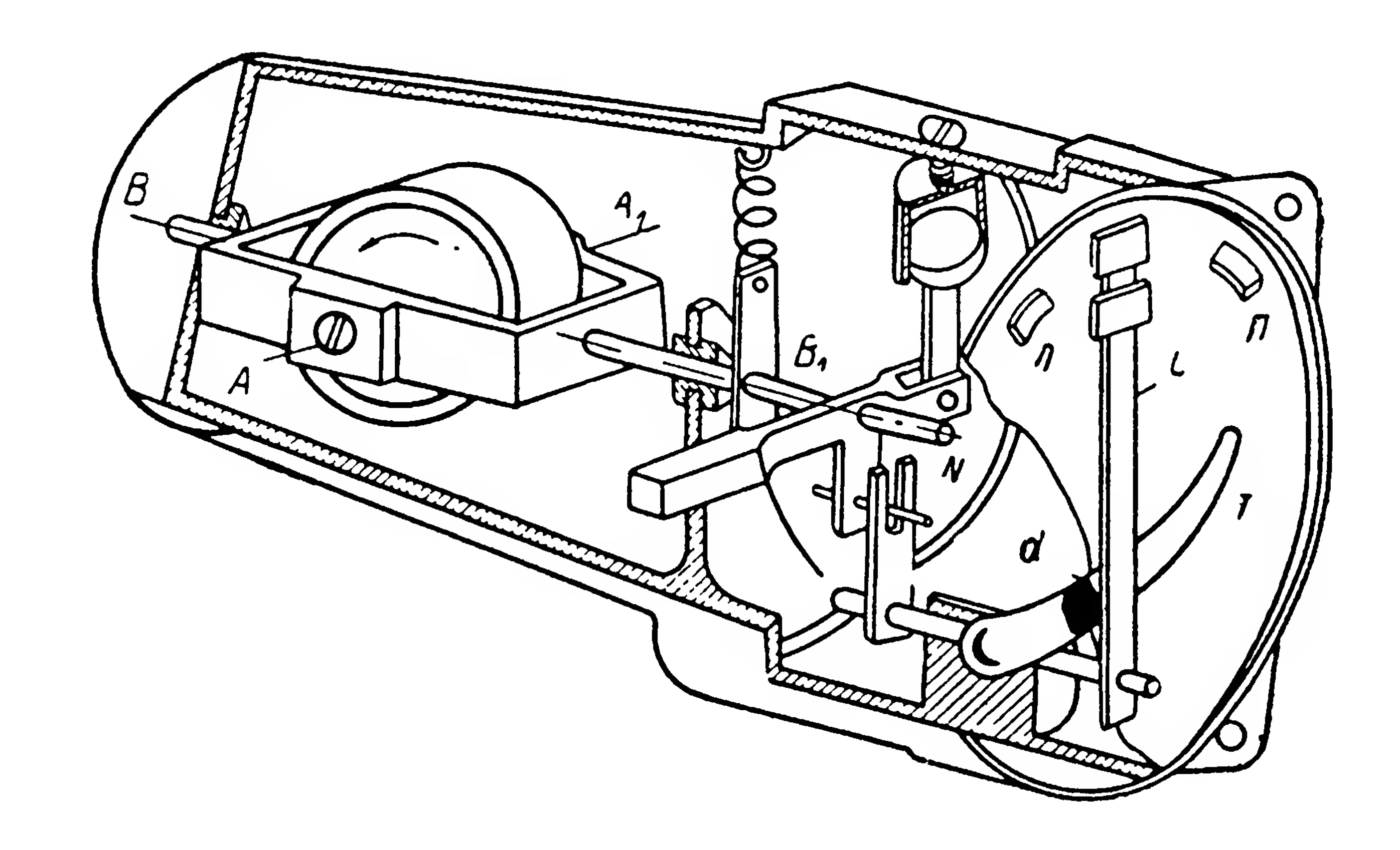


Рис. 76. Схема указателя поворотов

этой скорости и ее направлении. Вот почему в авиации гироскопическим тахометром часто пользуются не для количественного измерения угловых скоростей поворота самолета, а лишь для получения качественной информации о факте ее возникновения.

Конструкция гироскопического прибора в этом случае остается принципиально такой же, как и описанная выше. Однако прибор не имеет шкалы с делениями, которая заменена здесь диском с тремя марками (рис. 76); одной центральной, не имеющей обозначений, и двумя крайними: правой *П* и левой *Л*. Одновременно прибор снабжен маятниковым креномером, выполненным в виде изогнутой по некоторому радиусу стеклянной трубки *T*, внутри которой свободно перемещается шарик *d*.

Пользуясь гироскопическим указателем поворотов, летчики контролируют правильность выполнения виражей при разворотах самолета вокруг вертикали. Учитывая, что при правильном вираже

шарик, как и обычный маятник, должен устанавливаться по направлению равнодействующей двух сил: силы тяжести и центробежной силы инерции,— летчик, совершая разворот, может следить не только за положением стрелки гиротахометра, но и за положением шарика креномера. Вот почему указатель поворотов и завоевал одно из основных мест среди авиационных навигационных приборов. Чтобы читатель мог составить себе представление о конструктивном выполнении авиационных гироскопических указателей поворотов, на рис. 77 показана одна из современных моделей прибора с питанием от постоянного электрического тока напряжением 27 *в*.



Рис. 77. Общий вид авиационного указателя поворотов при снятой крышке

§ 26. Авиационный гироскоп направления

Несмотря на то, что гироскопический указатель поворотов позволяет выдерживать прямолинейный полет и совершать правильные развороты самолета, пользование одним этим прибором при выполнении слепого полета крайне затруднительно. В самом деле, представим себе, что самолету было задано направление полета AB (рис. 78), по которому и совершалось его перемещение, начиная от пункта A. В силу тех или иных возмущений самолет в точке C начал отклоняться от заданного курса AB, поворачиваясь вокруг вертикальной оси в направлении против часовой стрелки.

При наличии на самолете гироскопического указателя поворотов описываемый поворот будет сразу же зафиксирован прибором, стрелка которого отклонится от нулевой черты на шкале указателя. Однако летчик в момент нахождения самолета в точке C мог быть занят наблюдением показаний какого-либо другого контрольного прибора, число которых на приборной доске современного самолета достаточно велико. Может случиться так, что летчик обратит внимание на шкалу гироскопического указателя поворотов лишь только в точке D, когда самолет уже отклонится от заданного курса на некоторый угол $\Delta\alpha$.

Как только пилот заметит по указателю поворотов вращение самолета, он сразу же прекратит это вращение и вновь будет выдерживать самолет в прямолинейном полете. Но теперь это движение уже не совпадет с заданным курсом AB, а произойдет в неко-

тором новом направлении DE, составляющем с заданным курсом AB угол $\Delta\alpha$. По шкале указателя поворотов летчик не сможет определить величину угла $\Delta\alpha$ и, следовательно, не сможет устранить накопившуюся ошибку.

Вот почему выдерживание прямолинейного полета самолета по показаниям лишь одного гироскопического указателя поворотов требует непрерывного наблюдения за его стрелкой, что утомляет пилота. Для осуществления слепого полета необходимо иметь еще один прибор, который позволял бы летчику оценивать направление

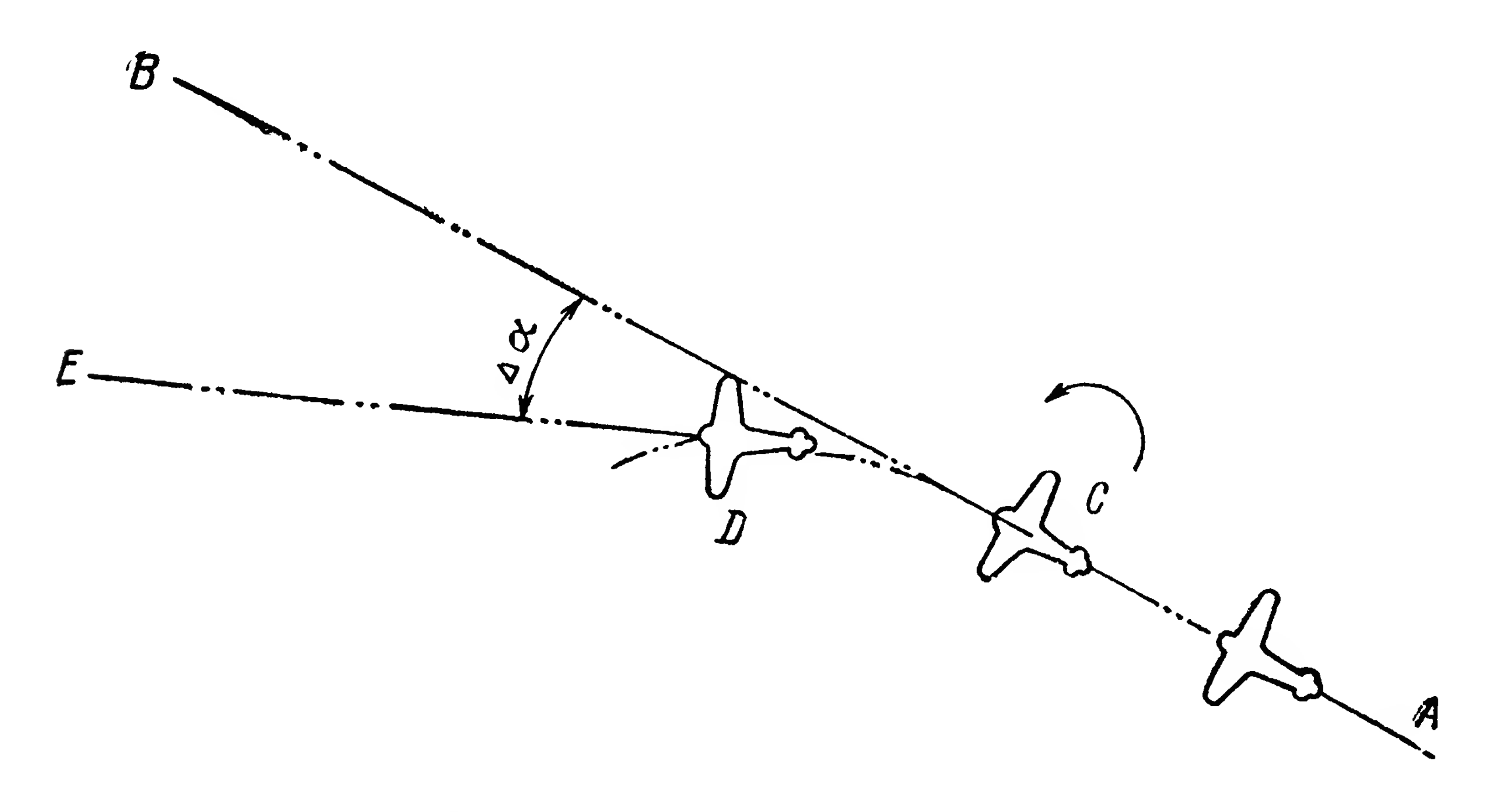


Рис. 78. Схема, объясняющая необходимость наличия на самолете гироскопа направления

полета самолета по отношению к заданному курсу не в результате непрерывного наблюдения за показаниями прибора, а лишь по кратковременным взглядам на шкалу последнего. Именно таким прибором и является авиационный гироскоп направления.

Сущность устройства гироскопа направления может быть пояснена схемой (рис. 79). Представим себе гироскоп с тремя степенями свободы, корпус которого жестко укреплен на самолете так, что его наружная ось CC_1 подвеса перпендикулярна плоскости $x_cO_cy_c$ крыльев. В процессе горизонтального полета самолета наружная ось CC_1 подвеса такого гироскопа будет совмещена с вертикалью zz_1. Если ротору гироскопа сообщить теперь вращение вокруг главной оси AA_1 с достаточно большой угловой скоростью, то гироскоп, как известно, будет сохранять свою главную ось AA_1 неподвижной в пространстве. Поэтому направление полета самолета можно оценивать величиной угла $\alpha_к$, называемого обычно углом компасного курса, образуемого продольной осью O_cx_c самолета с плоскостью AOC гироскопа.

Для удобства замера угла $\alpha_к$ наружное кольцо HK гироскопа снабжают диском D с нанесенной на нем шкалой, разделенной по

окружности на 360°, а корпус прибора индексом L, остающимся неподвижным относительно самолета. Нулевую черту, соединяющую деления 0 и 180° шкалы диска или так называемой картушки D, совмещают с плоскостью AOC гироскопа, в которой всегда находится его главная ось AA_1. Поэтому в тех случаях, когда величина угла ψ отклонения главной оси AA_1 гироскопа от плоскости

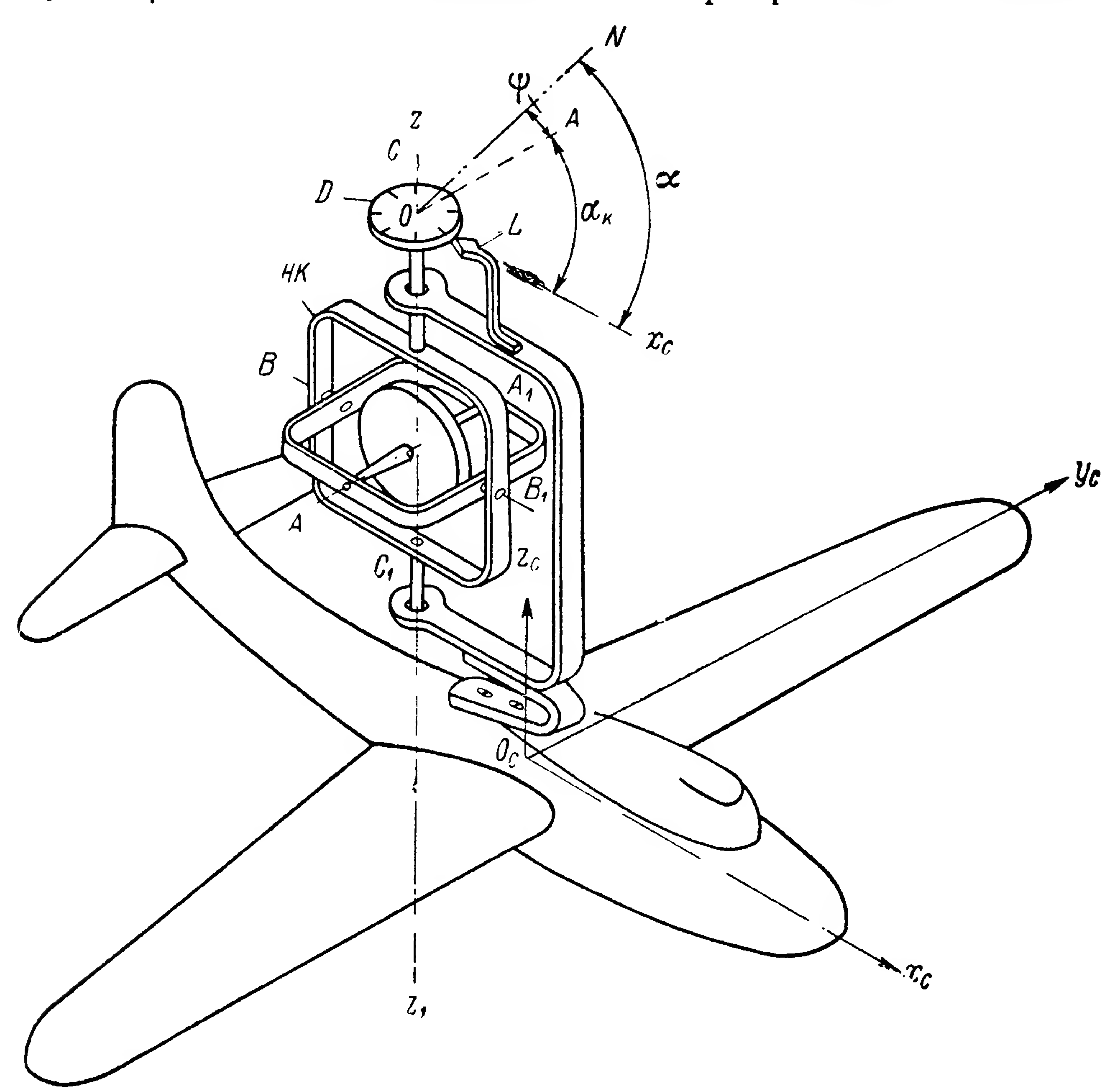


Рис. 79. Принципиальная схема гироскопа направления

NOZ меридиана известна, посредством гироскопа может быть измерен и истинный курсовой угол α полета самолета, равный сумме двух углов:

$$\alpha = \psi + \alpha_к.$$

Однако пользоваться подобным способом измерения истинного курсового угла α в течение более или менее продолжительного времени практически невозможно. Свободный гироскоп, как известно (§ 15), сохраняя свою главную ось неподвижной в пространстве, непрерывно отклоняется как от плоскости горизонта, так и от плоскости меридиана. Это движение имеет место и в рассматриваемом случае, в результате чего главная ось AA_1 будет непрерывно из-

менять свое положение по отношению к плоскости NOZ меридиана, вызывая тем самым и непрерывное изменение угла ψ. Именно эта причина усложняет использование гироскопа с тремя степенями свободы для измерения истинного курсового угла α полета самолета.

Устранение указанного недостатка прибора возможно только в том случае, если положение главной оси AA_1, а следовательно, и нулевая черта его картушки будут оставаться неизменными относительно плоскости меридиана. Гироскоп, как говорят, должен непрерывно идти за меридианом, как бы догоняя его движение в

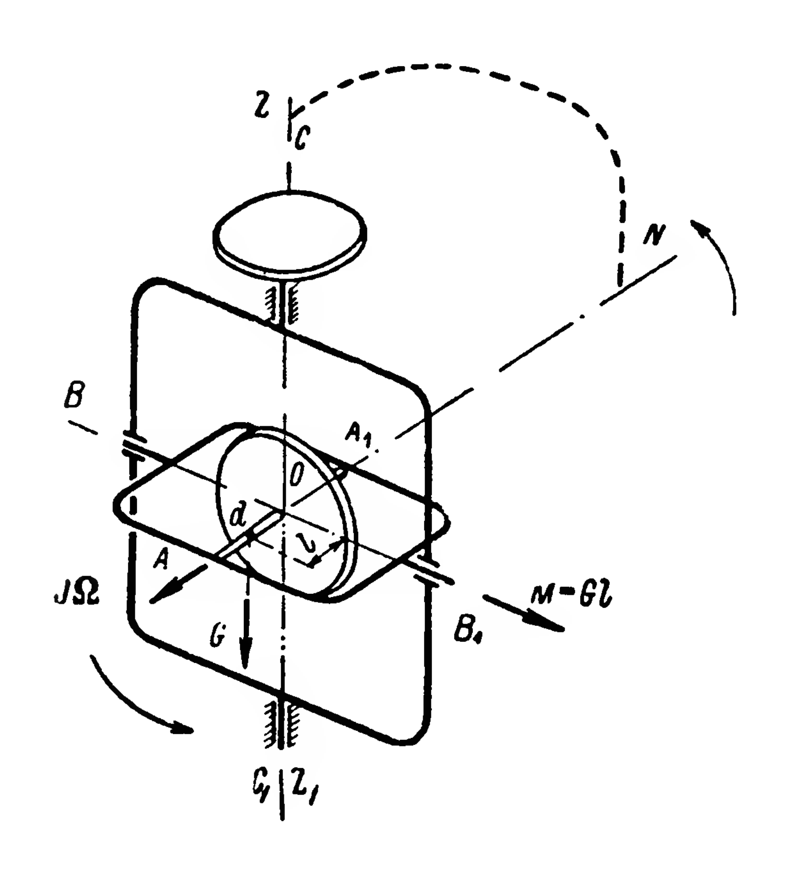


Рис. 80. Схема, объясняющая компенсацию видимого ухода гироскопа

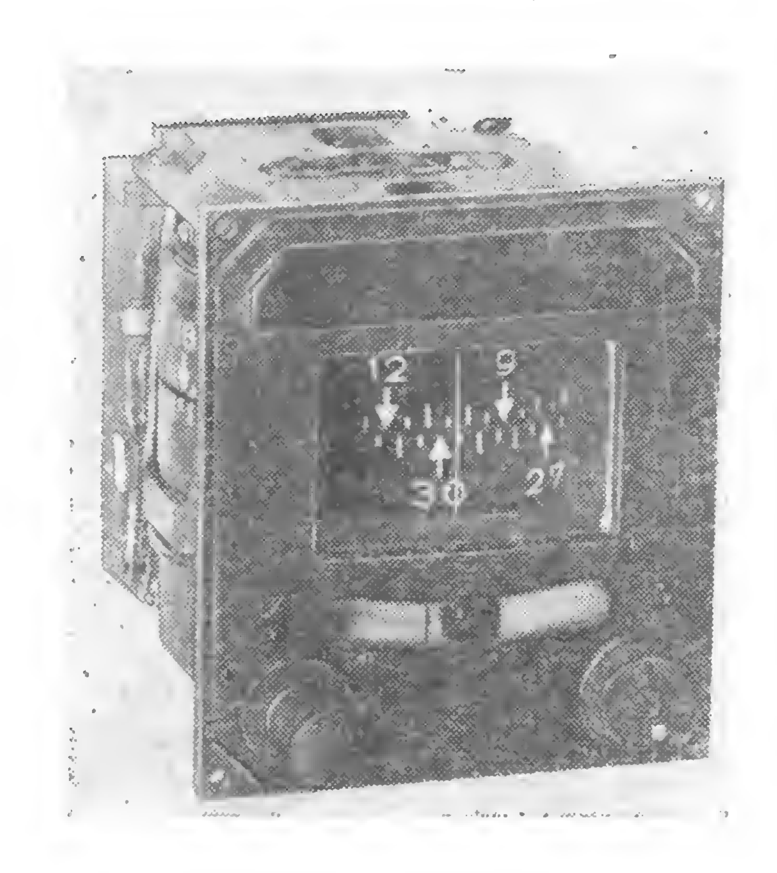


Рис. 81. Общий вид авиационного гироскопа направления со снятой крышкой

пространстве. Чтобы вызвать прецессионное движение гироскопа вокруг вертикали ZZ_1 (рис. 80), необходимо создать внешний момент M, действующий на гироскоп относительно его внутренней оси подвеса BB_1. При этом возникает вращение гироскопа вокруг оси CC_1 наружного подвеса с угловой скоростью, определяемой выражением (5).

$$\omega = \frac{M}{J\Omega}.$$

Постоянно действующий на гироскоп относительно оси BB_1, подвеса момент M может быть создан весьма простыми средствами. Достаточно сместить центр тяжести d гироскопа относительно точки O его подвеса вдоль главной оси AA_1 на величину l, чтобы сила G веса гироскопа создала действующий на него относительно оси BB_1 момент $M = Gl$. Подбирая необходимую величину внешнего момента M, создают угловую скорость ω прецессионного движения гироскопа, обеспечивающую неизменное совмещение его главной оси AA_1 с плоскостью NOZ меридиана.

Конструктивное выполнение простейшего авиационного гироскопа направления показано на рис. 81. Для наблюдения за картушкой гироскопа с лицевой стороны корпуса прибора выфрезеровано смотровое окно, по оси симметрии которого устанавливается индекс в виде тоненькой проволочки. Отверстие смотрового окна защищено прочным стеклом, предохраняющим чувствительную часть прибора от возможных внешних повреждений.

В большинстве своем авиационные гироскопы направления снабжаются еще так называемой задающей шкалой, пользуясь которой пилот устанавливает для памяти необходимый курсовой угол полета. Эта вторая задающая шкала ничем не связана с гироскопом. Она соединена лишь с корпусом прибора, относительно которого ее положение может устанавливаться произвольно поворотом одной из рукояток, размещенных на лицевой стороне прибора. В некоторых моделях авиационные гироскопы направления снабжаются дополнительно и маятниковым креномером, ясно видным на рис. 81.

Наличие гироскопа направления избавляет летчика от необходимости непрерывно следить за стрелкой гироскопического указателя поворотов. Даже в том случае, когда он пропустит момент начавшегося отклонения от заданного направления AB полета и заметит совершающийся поворот самолета лишь в точке D (рис. 78), ошибка легко будет устранена, так как гироскоп направления при полете вдоль прямой DE будет фиксировать уже новый курсовой угол, отличный от первоначального на величину угла $\Delta\alpha$. Достаточно при этом, пользуясь гироскопом направления, развернуть самолет по часовой стрелке на угол $\Delta\alpha$, чтобы полет совершался вновь по заданному направлению AB.

Однако обеспечить неизменное совмещение главной оси AA_1 направления с плоскостью NOZ меридиана в течение продолжительного времени практически трудно. Силы трения, неизбежно существующие в опорах подвеса, неточности балансировки, люфты в подшипниках и целый ряд других причин, связанных с ошибками при изготовлении и регулировке прибора, обусловливают возникновение вредных моментов. Указанные моменты, носящие название возмущающих, действуя на гироскоп относительно его осей подвеса, и вызывают отклонение гироскопа направления от первоначально заданного положения.

Существенным недостатком прибора является также то, что при отклонении в силу тех или иных возмущающих моментов главной оси AA_1 гироскопа от плоскости меридиана NOZ прибор не возвратится в прежнее положение (даже и после прекращения действия возмущающих моментов). Главная ось AA_1 будет сохранять теперь новое направление, в котором она находилась в то мгновение, когда прекратилось воздействие возмущающих моментов. Это новое положение сохранится до тех пор, пока какие-либо возмущающие моменты опять не вызовут новых отклонений гироскопа относительно плоскости меридиана.

Так как воздействие возмущающих моментов происходит непрерывно, отклонение простейших гироскопов направления от заданного положения совершается довольно быстро, примерно 5° за 15 мин. Поэтому гироскопом направления можно пользоваться в течение лишь непродолжительного времени: при виражах самолета, при преодолении облаков, туманностей, грозовых туч и т. п. В дальнейшем его показания должны быть исправлены по магнитному компасу. Необходимость частой проверки показаний гироскопа направления заставляла приборостроителей усиленно искать путей, обеспечивающих неизменное сохранение главной оси гироскопа в плоскости меридиана. Решение этой задачи впервые в мире было найдено советскими конструкторами, создавшими принципиально новый гироскопический прибор, получивший название гиромагнитного компаса.

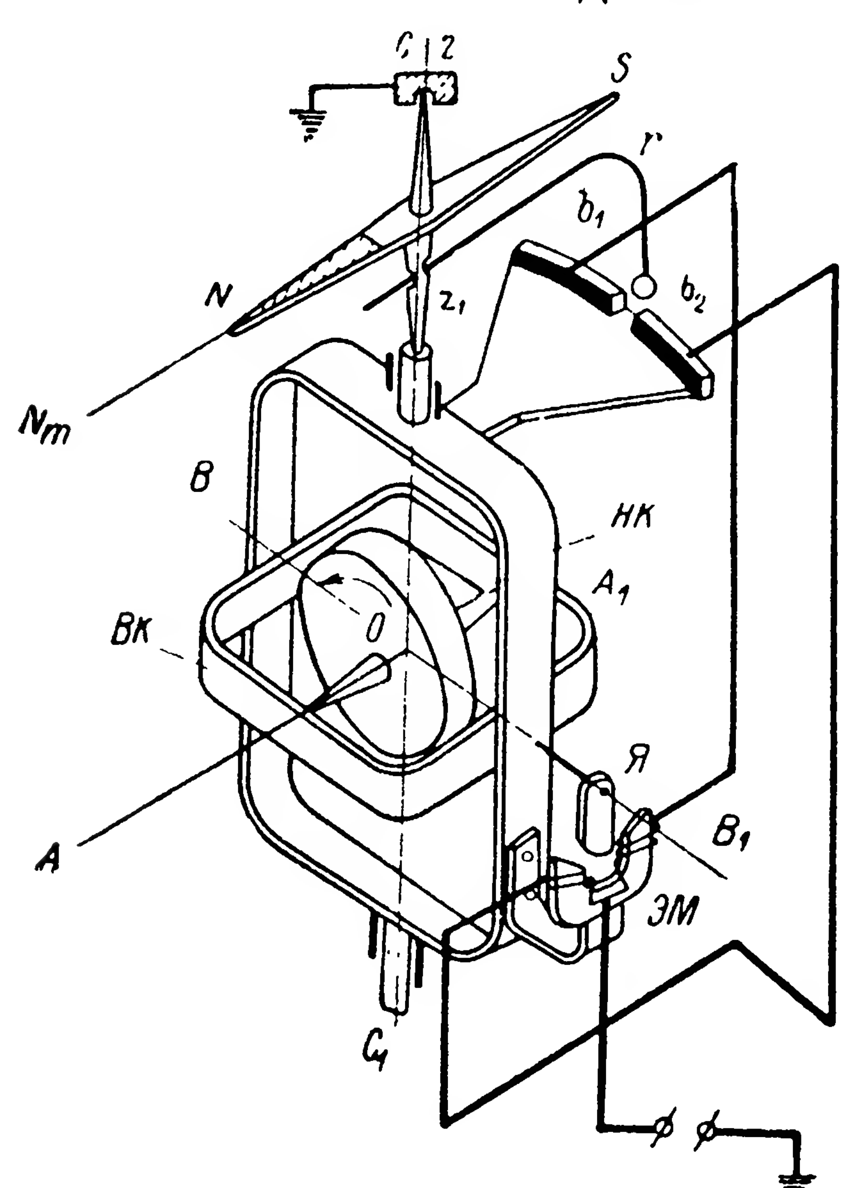


Рис. 82. Принципиальная схема устройства гиромагнитного компаса

§ 27. Авиационный гиромагнитный компас

Чтобы разобраться в принципе действия гиромагнитного компаса, представим себе гироскоп, на продолжении наружной оси CC_1 подвеса которого (рис. 82) расположена независимо подвешенная стрелка NS магнитного компаса, несущая на себе контактный движок r. На наружном кольце $НК$ гироскопа смонтированы две изолированные контактные ламели b_1 и b_2. При отклонении главной оси AA_1 от плоскости N_mOZ магнитного меридиана, с которой совмещена стрелка NS магнитного компаса, движок r придет в соприкосновение с одной из ламелей b_1 или b_2. В результате через одну из двух обмоток электромагнита $ЭМ$, неподвижно укрепленного на наружном кольце $НК$, пойдет электрический ток.

При включении в цепь электрического тока обмотки электромагнита $ЭМ$ возникнет магнитный поток, который, воздействуя на якорек $Я$, укрепленный на оси внутреннего кольца $ВК$, создаст момент, стремящийся повернуть гироскоп вокруг оси BB_1. Но, как известно, при воздействии на быстро вращающийся вокруг оси AA_1 гироскоп моментом относительно одной из осей его подвеса возникает прецессионное движение вокруг второй оси. В данном случае прецессионное движение будет происходить вокруг оси CC_1 до тех

пор, пока главная ось AA_1 вновь не совместится с плоскостью N_mOZ магнитного меридиана.

В этот момент движок r выйдет из соприкосновения с контактной ламелью и прекратит питание электромагнита $ЭМ$, а следовательно, и воздействие на гироскоп внешнего момента. Такова в кратких чертах принципиальная сущность работы гиромагнитного компаса, главная ось AA_1 которого, благодаря коррекции гироскопа от стрелки магнитного компаса, непрерывно удерживается в плоскости магнитного меридиана. Однако необходимо иметь в виду,

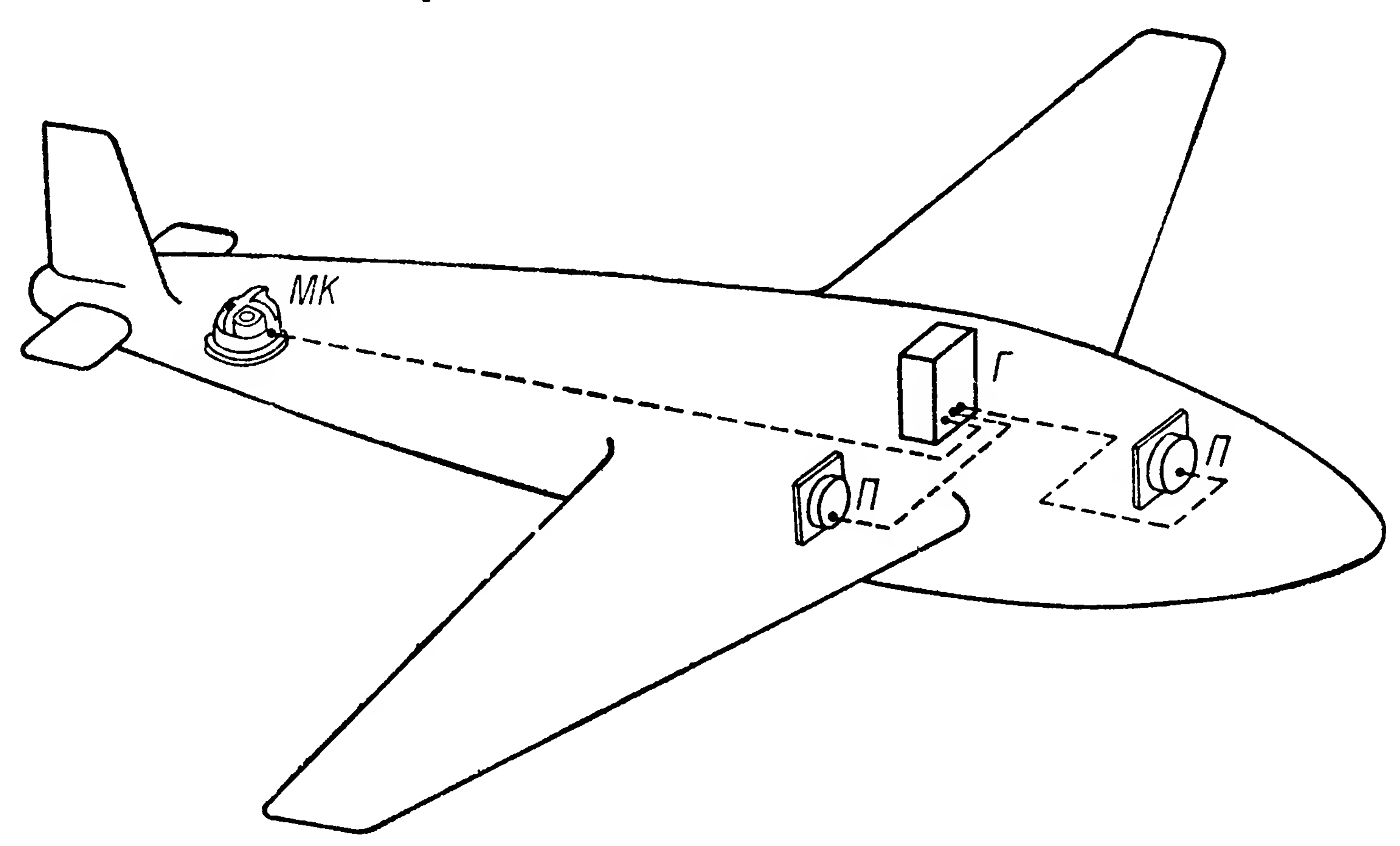


Рис. 83. Схема размещения на самолете агрегатов дистанционного гиромагнитного компаса

что при установке стрелки магнитного компаса в непосредственной близости от гироскопа, возникают ошибки, о которых уже говорилось выше (см. § 15). И железные массы и токонесущие проводники, расположенные вблизи магнитного компаса, будут оказывать вредное влияние, вызывающее отклонение его стрелки от плоскости магнитного меридиана.

С целью устранения указанных недостатков магнитную стрелку на современных самолетах стремятся устанавливать на возможно более удаленном расстоянии от двигателей и кабины летчика (в концах крыльев и хвостовой части фюзеляжа).

Мóнтируя магнитный компас $МК$ (рис. 83) отдельно от гироскопического прибора $Г$, в корпусе последнего вместо магнитной стрелки устанавливают немагнитную деталь, имеющую свободу вращения вокруг наружной оси CC_1 гироскопа, которую снабжают таким же движком r, как и у магнитной стрелки NS. Связывая указанную деталь со стрелкой магнитного компаса посредством синхронной передачи, обеспечивают точное повторение движком r (рис. 82) всех перемещений магнитной стрелки. Поэтому описанный принцип работы гиромагнитного компаса остается по существу не-

изменным и в новом приборе, у которого магнитная стрелка вынесена за пределы корпуса гироскопического устройства.

Преимуществом описываемого прибора, получившего название дистанционного гиромагнитного компаса, является то, что на магнитную стрелку, смонтированную в хвостовой части фюзеляжа, действуют значительно меньшие возмущающие моменты, чем на размещенную непосредственно в корпусе гироскопической системы. Поэтому вождение самолета по заданному курсу с помощью дистанционного гиромагнитного компаса будет осуществляться с большей точностью, чем при пользовании гиромагнитным компасом, стрелка

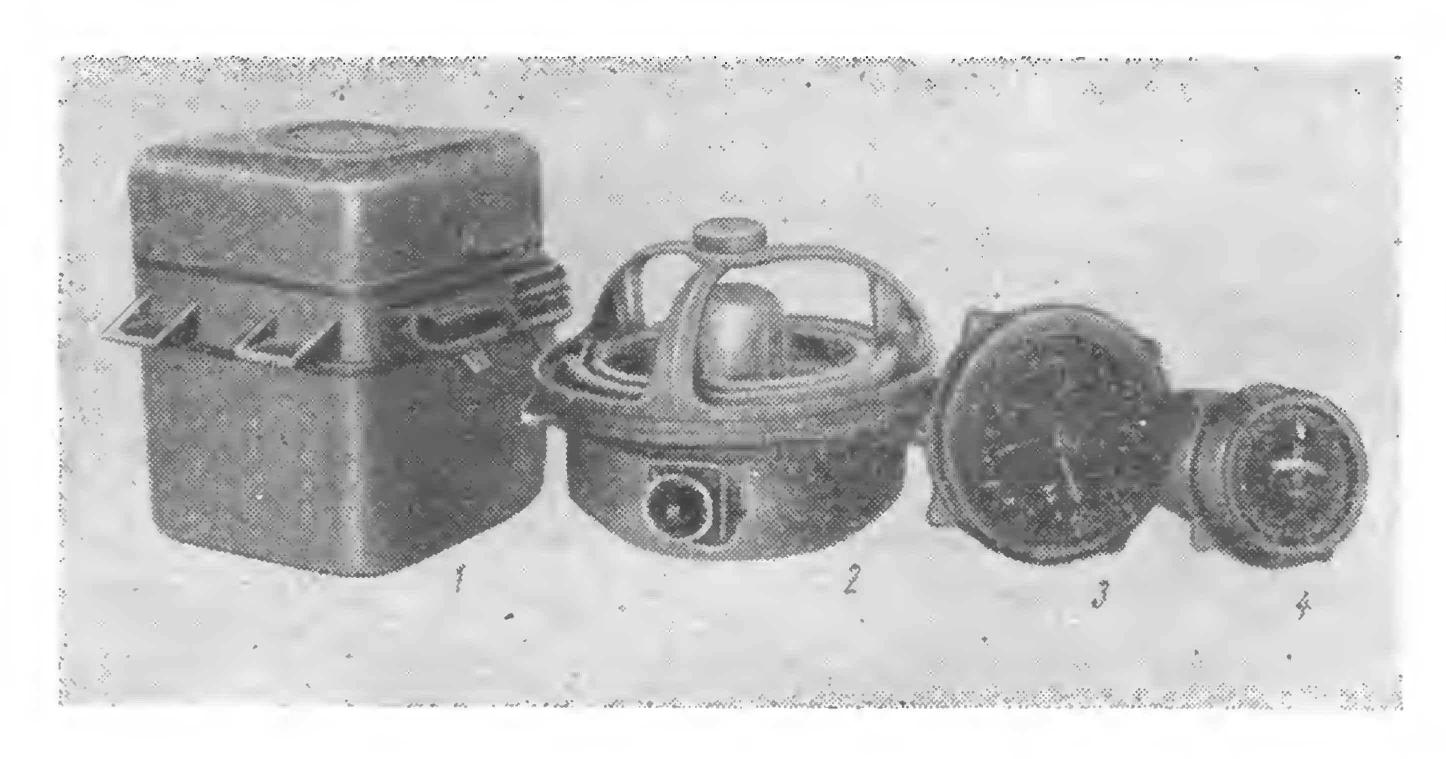


Рис. 84. Комплект дистанционного гиромагнитного компаса

1 — гироскопический узел; *2* — магнитный компас; *3* — повторитель штурмана; *4* — повторитель летчика

которого смонтирована в непосредственной близости от гироскопа в одном общем корпусе.

Для передачи показаний гироскопа в кабину штурмана, а в некоторых случаях и на приборную доску летчика дистанционный гиромагнитный компас снабжается специальными повторителями *П*, аналогичными повторителям, применяемым в морском флоте (см. § 18). Дистанционные гиромагнитные компасы, питаемые электрическим током, получили широкое распространение не только в авиации. Малые габариты, простота обслуживания и надежность в работе обеспечили его применение и на судах малого тоннажа.

На рис. 84 показан комплект дистанционного гиромагнитного компаса, состоящего из гироскопа *1*, магнитной системы *2* и двух повторителей: *3* для штурмана и *4* для пилота.

§ 28. Авиационный гироскопический горизонт

Так как самолет в воздухе может занимать любое положение по отношению к плоскостям горизонта и меридиана, то для выдерживания полета по заранее намеченному направлению необходимо

сохранять не только его курс, но и горизонтальное положение. С этой целью современные самолеты оборудуются специальными гироскопическими приборами, главная ось которых сохраняет вертикальное направление. Однако установка главной оси гироскопа с тремя степенями свободы в начальный момент времени в вертикальном направлении еще не обеспечивает выдерживание горизонтального полета самолета.

Действительно, если бы мы совершали полет по показаниям гироскопа, главная ось которого в момент старта была совмещена с радиусом Земли O_3Z (рис. 85), то наше движение было бы прямолинейным, но только по отношению к неподвижным звездам, а не к земной поверхности. На практике важно именно последнее, поэтому под прямолинейным горизонтальным полетом принято понимать перемещение самолета на постоянной высоте над земной поверхностью, т. е. по дуге окружности постоянного радиуса, равного сумме земного радиуса R и высоте полета h.

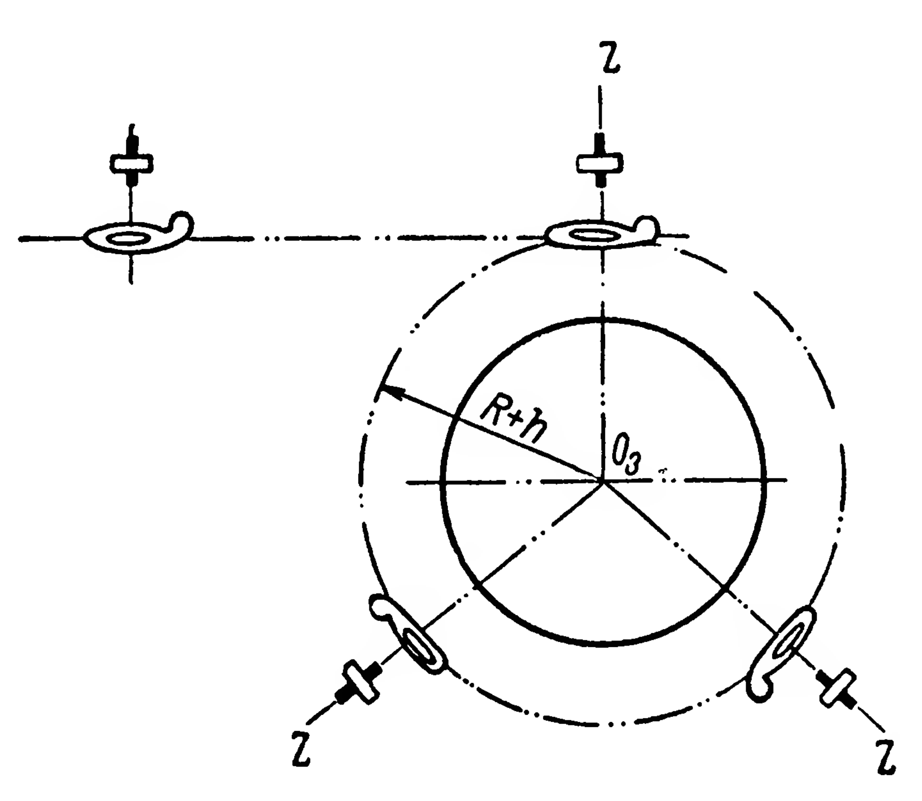


Рис. 85. Схема прямолинейного полета в мировом пространстве и у земной поверхности

Таким образом, главная ось гироскопа, предназначенного для выдерживания полета в горизонтальном положении, должна быть неизменно совмещена с направлением истинной вертикали O_3Z. Это условие может быть выполнено лишь при наличии в системе гироскопического прибора таких сил, которые создавали бы моменты, удерживающие главную ось гироскопа в совмещении с истинной вертикалью.

В авиационном гироскопическом горизонте, применявшемся на самолетах в 1914—1916 гг. (рис. 71), в качестве такой удерживающей силы использовалась сила веса его ротора. Для уяснения принципа работы прибора обратимся к схеме рис. 86. На ней, в отличие от действительной конструкции, ротор прибора изображен не опирающимся на острие, а подвешенным на штанге *Ш*, оканчивающейся шаровой опорой. Такое изменение схемы ни в коей мере не искажает принципа работы рассматриваемого прибора и сделано лишь с целью обеспечения большей наглядности при объяснении существа работы рассматриваемого гироскопического прибора.

Центр тяжести ротора смещен вниз по отношению к точке его подвеса. На схеме это смещение условно показано в виде шарового груза, центр которого смещен относительно точки подвеса вдоль

главной оси AA_1 гироскопа на расстояние l. Условимся считать, что с центром шарового груза совмещен центр тяжести ротора гироскопического горизонта.

До тех пор пока главная ось AA_1 будет сохранять вертикальное положение, сила G его веса проходит через точку подвеса гироскопа и поэтому никаких моментов относительно точки подвеса O, на него воздействующих, не создает. Вектор кинетического момента гироскопа $J\Omega$, совмещенный с главной осью AA_1, будет направлен по вертикали OZ. В результате по положению главной оси можно судить о направлении истинной вертикали.

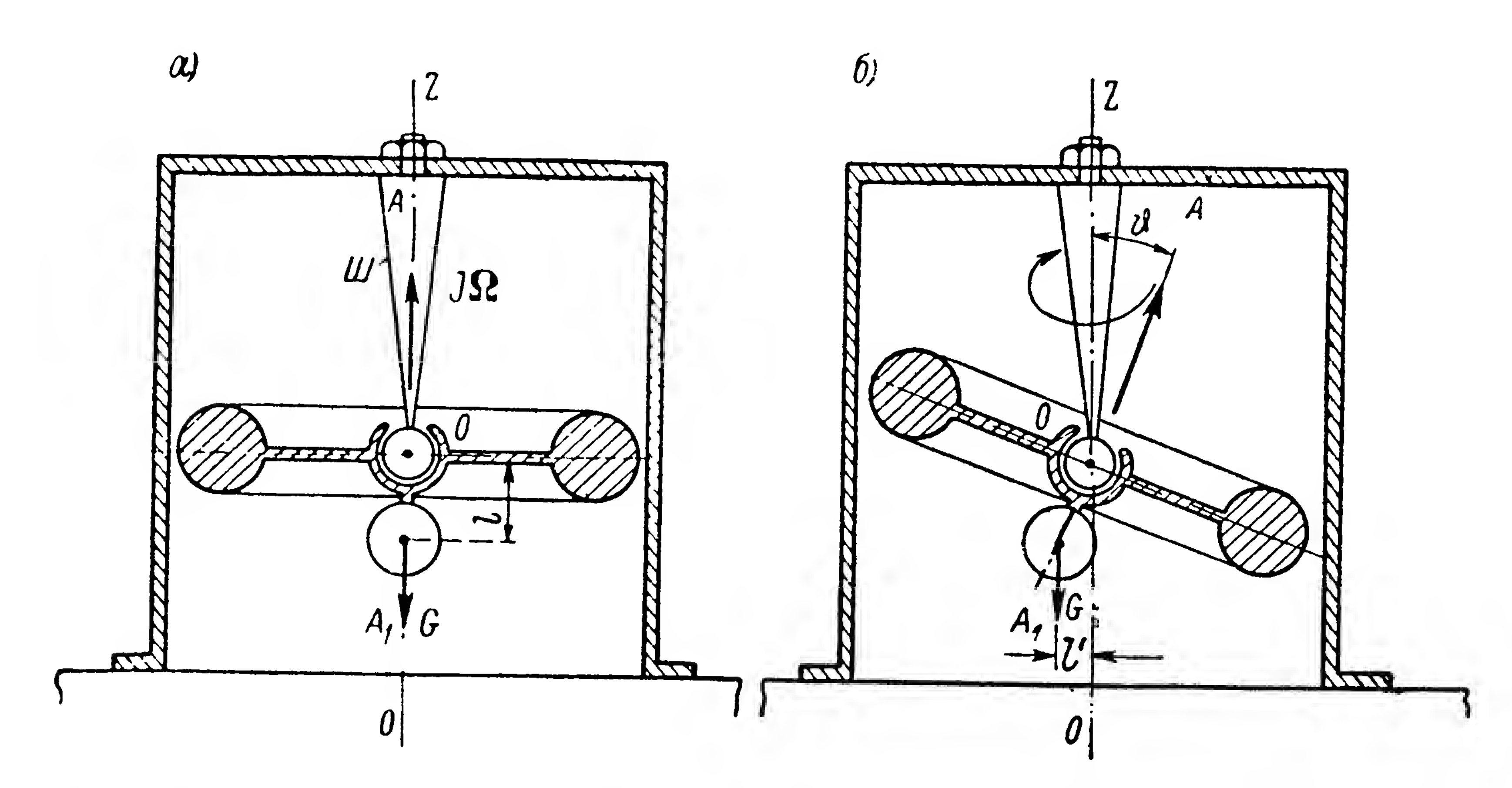


Рис. 86. Принципиальная схема устройства маятниковой гировертикали

Если же главная ось AA_1 начнет отклоняться от вертикали OZ, то даже при незначительном угле наклона ϑ сила G начнет создавать относительно точки подвеса момент Gl', который будет тем больше, чем больше величина l', являющаяся проекцией смещения l на горизонтальную плоскость. В рассматриваемом случае вектор момента Gl' перпендикулярен плоскости чертежа и направлен из точки подвеса ротора в сторону читателя.

Под влиянием внешнего момента Gl' гироскоп, как известно, начнет прецессионное движение, причем так, чтобы по кратчайшему направлению привести свою главную ось AA_1 к совмещению с вектором внешнего момента Gl'. Таким образом, главная ось AA_1 и совмещенный с нею вектор кинетического момента $J\Omega$ начнут выходить из плоскости чертежа, двигаясь своим верхним концом в направлении на читателя.

Так как точка подвеса гироскопа остается неподвижной, то в результате рассматриваемого движения нижний конец главной оси, а следовательно, и шаровой груз будут отклоняться за плоскость чертежа. Таким образом, как только под влиянием момента Gl'

начнется прецессионное движение гироскопа, вместе с последним поворачивается около точки подвеса и вектор момента Gl'.

Сказанное легко проследить пользуясь схемой, приведенной на рис. 87. Представим себе, что гироскоп со смещенным центром тяжести, называемый гироскопическим маятником, или маятниковой гировертикалью, отклонился от истинной вертикали *oz* на угол ϑ, совершив соответствующий поворот вокруг оси *oy*. При этом условии его главная ось AA_1 переместится строго в плоскости *xoz*, в связи с чем направление силы *G* его веса уже не пройдет через точку опоры *o*, а будет пересекать ось *ox* в точке *a*, удаленной от оси *oy* на расстоянии l' (рис. 87, *а*).

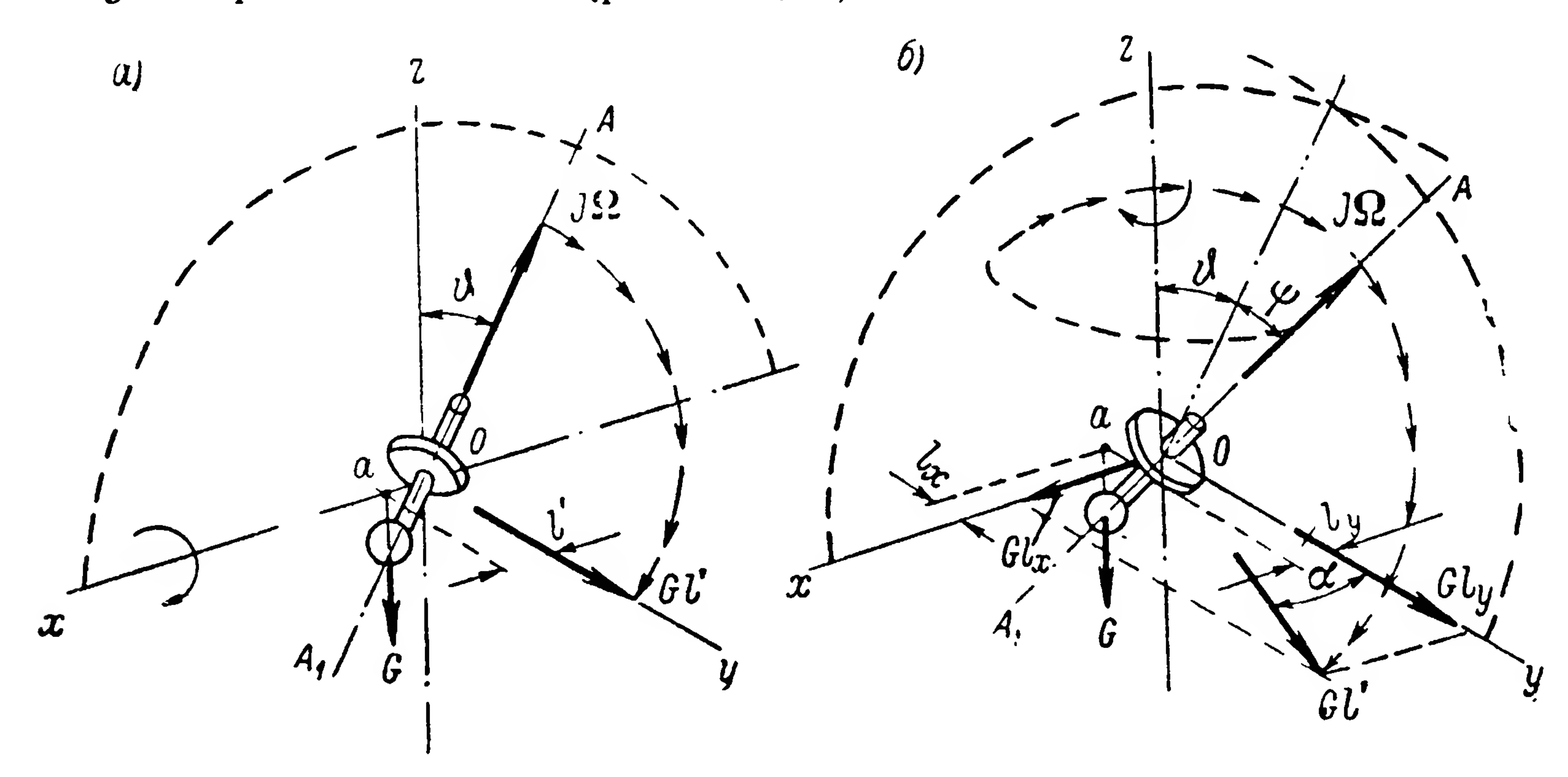


Рис. 87. Схема, объясняющая работу маятниковой гировертикали

Сила *G* создаст относительно оси *oy* момент Gl', благодаря чему главная ось AA_1 гироскопа, а с ней вместе и вектор кинетического момента $J\Omega$ начнут двигаться к совмещению с вектором момента Gl'. Но как только гироскоп повернется вокруг оси *ox* и его главная ось AA_1 составит с плоскостью *xoz* хотя бы незначительный угол ψ (рис. 87, *б*), так сразу же точка *a* пересечения направления действия силы *G* с плоскостью *xoy* сместится с оси *ox*. Теперь она будет отстоять от оси *ox* на расстоянии l_x и от оси *oy* на расстоянии l_y. В связи с этим сила *G* веса гироскопа создаст моменты Gl_y и Gl_x относительно осей *oy* и *ox*.

Вектор суммарного момента Gl' теперь уже не будет совмещен с осью *oy* и составит с ней некоторый угол α. Главная ось AA_1 гироскопа, непрерывно движущаяся к совмещению с вектором момента Gl_y, пойдет теперь к совмещению не с осью *oy*, а с направлением вектора суммарного момента Gl'. Так как вместе с поворотом гироскопа будет вращаться вокруг оси *oz* и вектор момента Gl', все на больший угол α, удаляющийся от плоскости *yoz*, то и главная ось гироскопа, стремящаяся к совмещению с вектором Gl', будет непрерывно перемещаться вокруг оси *oz*, совершая около нее

конусообразные движения. При этом угол рассогласования между осями AA_1 и oz обычно настолько мал, что практически главную ось AA_1 гироскопа можно считать совмещенной с истинной вертикалью oz.

Однако маятниковая гироскопическая вертикаль не получила распространения в авиации из-за больших ее размеров. Дело в том, что для непрерывного выдерживания главной оси маятниковой гировертикали в непосредственной близости от направления ис-

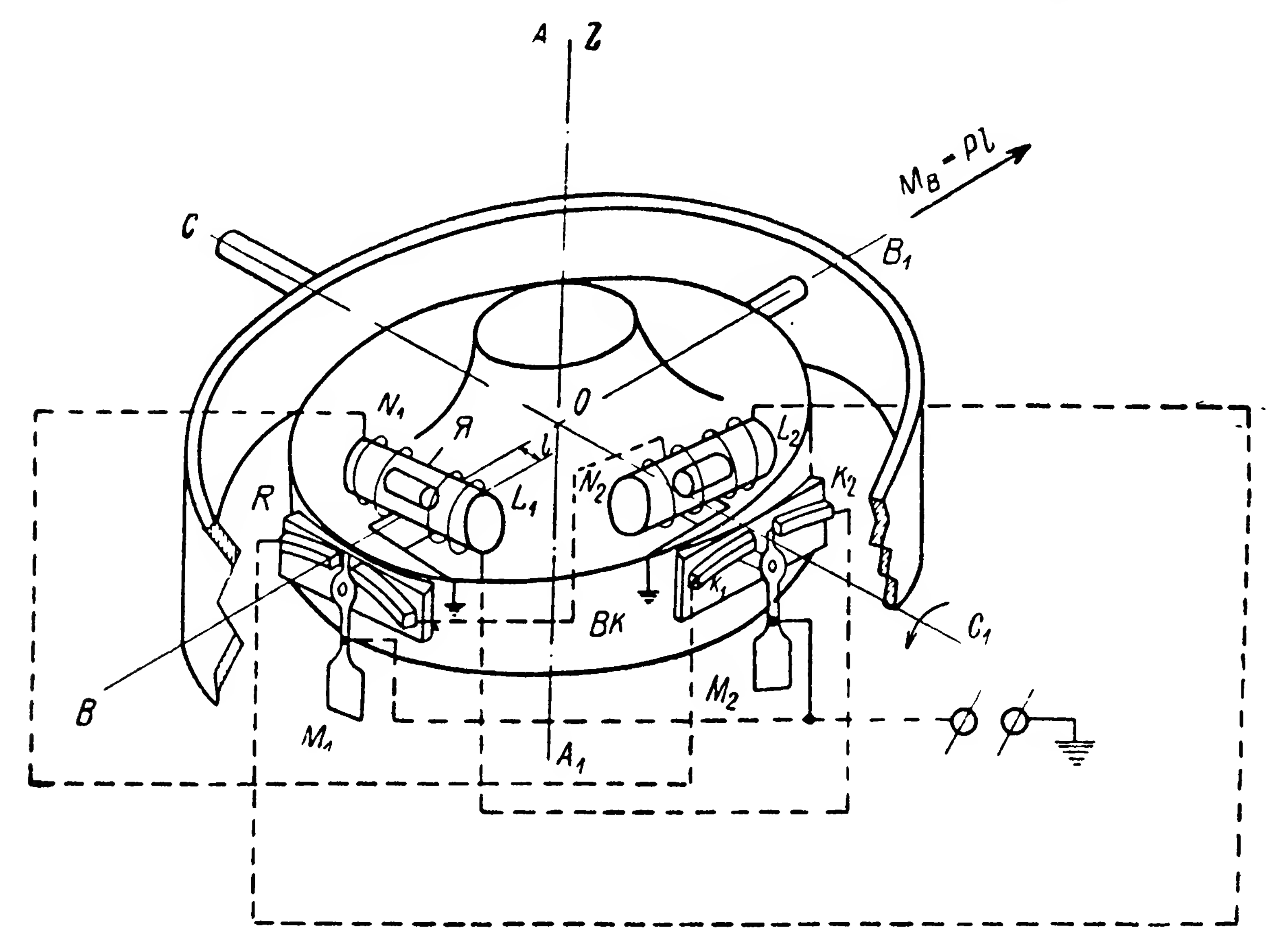


Рис. 88. Принципиальная схема устройства гирогоризонта

тинной вертикали необходим значительный по величине момент, создаваемый силой веса гироскопа. С этой целью для обеспечения требуемой точности прибора приходится утяжелять ротор, что влечет за собой и увеличение общих размеров прибора. При малых же размерах ротора и малом его весе момент, возникающий при отклонении гироскопа от истинной вертикали, оказывается недостаточным для противодействия возмущения, порождающим ошибки маятниковой гироскопической вертикали.

По этим причинам маятниковая гировертикаль не могла быть использована в авиации, найдя себе применение только в морском флоте. В авиации для сохранения вертикального положения главной оси небольшого по размерам гироскопа применяются различные методы. На рис. 88 приведена схема гироскопа с тремя степенями свободы, центр тяжести которого совмещен с точкой подвеса, а его главная ось AA_1 расположена вертикально. На гироскопической камере BK, которая, как известно, выполняет роль внутрен-

него кольца подвеса, установлено два цилиндра из немагнитного материала. Эти цилиндры расположены взаимно-перпендикулярно, причем каждый из них установлен симметрично по отношению к соответствующим осям BB_1 и CC_1 подвеса гироскопа.

С обоих концов цилиндров располагаются катушки соленоидов N_1; L_1 и N_2; L_2, включаемые в сеть электрического тока посредством маятникового M_1 и M_2, оси подвесов которых параллельны осям BB_1 и CC_1 гирокамеры. Предположим, что отклонение главной оси AA_1 гироскопа от направления истинной вертикали OZ произошло в результате поворота гироскопа вокруг оси CC_1 в направлении, показанном стрелкой. При этом маятник M_2, сохраняя отвесное положение, замкнет ламель K_2, расположенную совместно со второй ламелью K_1 на изолированном основании, укрепленном на корпусе гирокамеры.

Замыкая контактную ламель K_2, маятник M_2 включит ток в катушку L_1 соленоида, расположенного перпендикулярно оси CC_1. Воздействие электромагнитного поля соленоида на помещенный внутри цилиндра якорек *Я* вызовет перемещение последнего вдоль оси CC_1 вправо. Вес P якорька *Я* создаст на плече l момент $M_B = Pl$, направление которого на схеме показано вектором, совпадающим с осью BB_1. Момент Pl вызовет прецессионное движение гироскопа вокруг оси CC_1, в результате чего его главная ось AA_1, будет идти на совмещение с истинной вертикалью OZ. Как видим, направление перемещения якорьков зависит от того, какую ламель замкнут соответствующие маятники M_1 или M_2, которые и управляют системой удерживания гироскопа в вертикальном положении, получившей название корректирующего устройства.

Корректирующие устройства гироскопических приборов выполняются в самых различных вариантах, с которыми читатель может познакомиться в литературе, указанной в конце книги. Однако вне зависимости от их конструктивной разновидности принципиальная сущность корректирующих устройств остается одной и той же. Маятники той или иной конструкции фиксируют отклонение главной оси гироскопа от направления истинной вертикали и включают в работу устройства, создающие внешние, воздействующие на гироскоп, моменты. Под воздействием этих моментов гироскоп получает прецессионное движение, в результате которого его главная ось и приходит к совмещению с истинной вертикалью.

Гироскопические приборы, оборудованные корректирующими устройствами для выдерживания их главной оси в вертикальном направлении, в отличие от маятниковых гироскопических вертикалей, получили название авиационных гироскопических горизонтов, пользуясь которыми летчики во время полета получают возможность фиксировать величины углов как продольного, так и поперечного крена самолета.

Часто в целях экономии места на приборной доске самолета, которая занята большим количеством приборов, авиационные ги-

роскопические горизонты монтируют в одном корпусе с гироскопическим указателем поворотов (рис. 76). Такой комбинированный прибор (рис. 89) совмещает гироскопический горизонт *ГГ*, гироскопический указатель поворотов *УП* и маятниковый креномер *МК*.

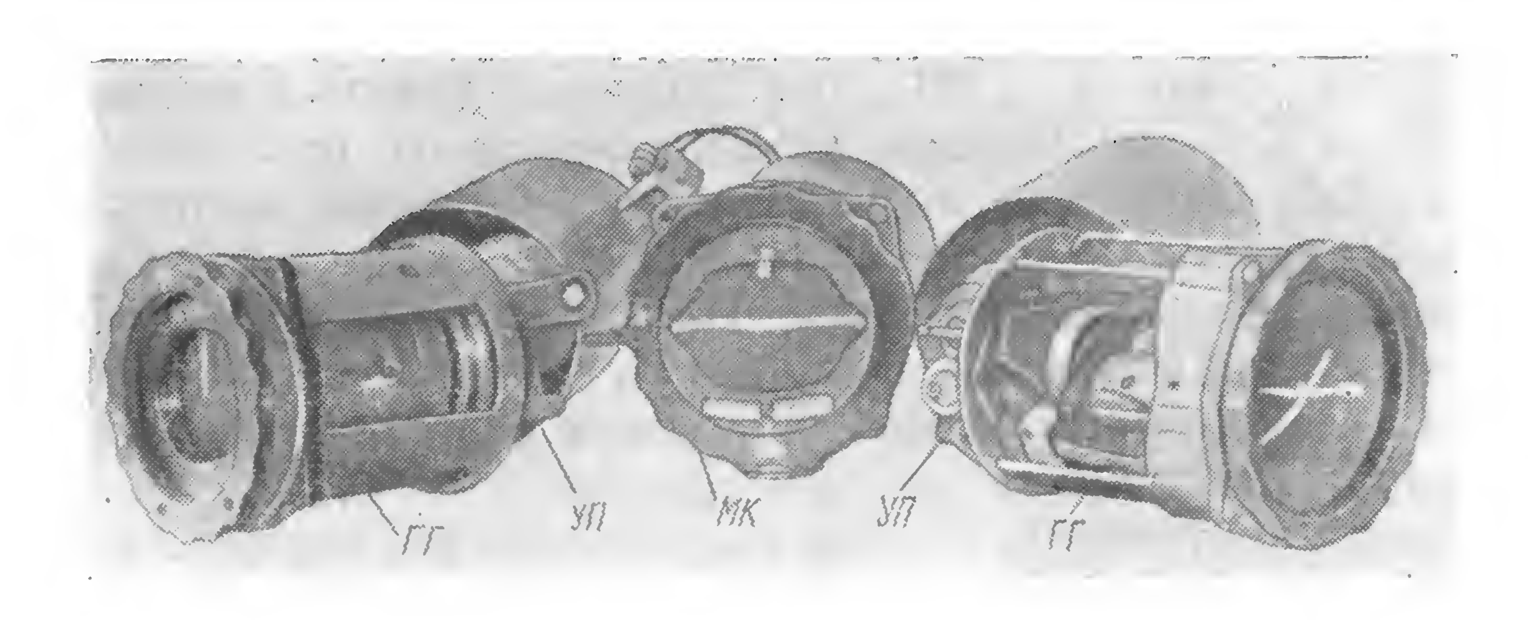


Рис. 89. Комбинированный гирогоризонт

Для большей наглядности приведена фотография одновременно трех экземпляров одного и того же гироскопического комбинированного прибора. Каждый экземпляр с предварительно снятой защитной крышкой установлен под различным углом зрения к объективу, благодаря чему читатель может составить представление и о компановке прибора, и о его наружном виде со стороны шкалы.

§ 29. Автоматический штурман

В связи с непрерывным ростом скорости и дальности беспосадочных полетов усложнилась работа по определению местоположения летящего самолета, который на протяжении большого участка пути совершает движение в условиях отсутствия видимости земных ориентиров. Возникла необходимость в приборе, автоматически вычисляющим пройденный самолетом путь.

Наличие гироскопа позволило создать такой прибор. Он был назван автоматическим штурманом, который непрерывно записывал пройденный самолетом путь (подобно автоматическому курсографу, регистрирующему направления движения корабля). Прообразом современных автоматических приборов, непрерывно регистрирующих на бумажной ленте курс корабля, самолета или любой другой подвижной платформы явился самопишущий магнитный компас, разработанный М. В. Ломоносовым еще в 1759 г. Отечественный навигационный полуавтомат курсограф был разработан В. Ю. Поляком в 1929 г. Позже решению этой задачи посвятили свой труд Н. А. Гриценко, В. А. Шефов, С. А. Кондратюк и многие другие советские специалисты.

В общих чертах сущность устройства автоматического штурмана может быть рассмотрена по схеме (рис. 90). На планшете *П* закреп-

лена карта с предстоящим маршрутом перелета. Над картой располагаются две взаимно-перпендикулярные кулисы $K_м$ и $K_ш$, в прорезях которых установлен соединяющий их между собой ползунок P, несущий карандаш, соприкасающийся острием с плоскостью карты.

Каждая кулиса заканчивается гайкой, связывающей их с ходовыми винтами $XB_ш$ или $XB_м$, приводимыми во вращение электродвигателями. С помощью электродвигателя $ЭД_м$ вращают ходовой винт $XB_м$, перемещающий кулису $K_м$. В результате ползунок P

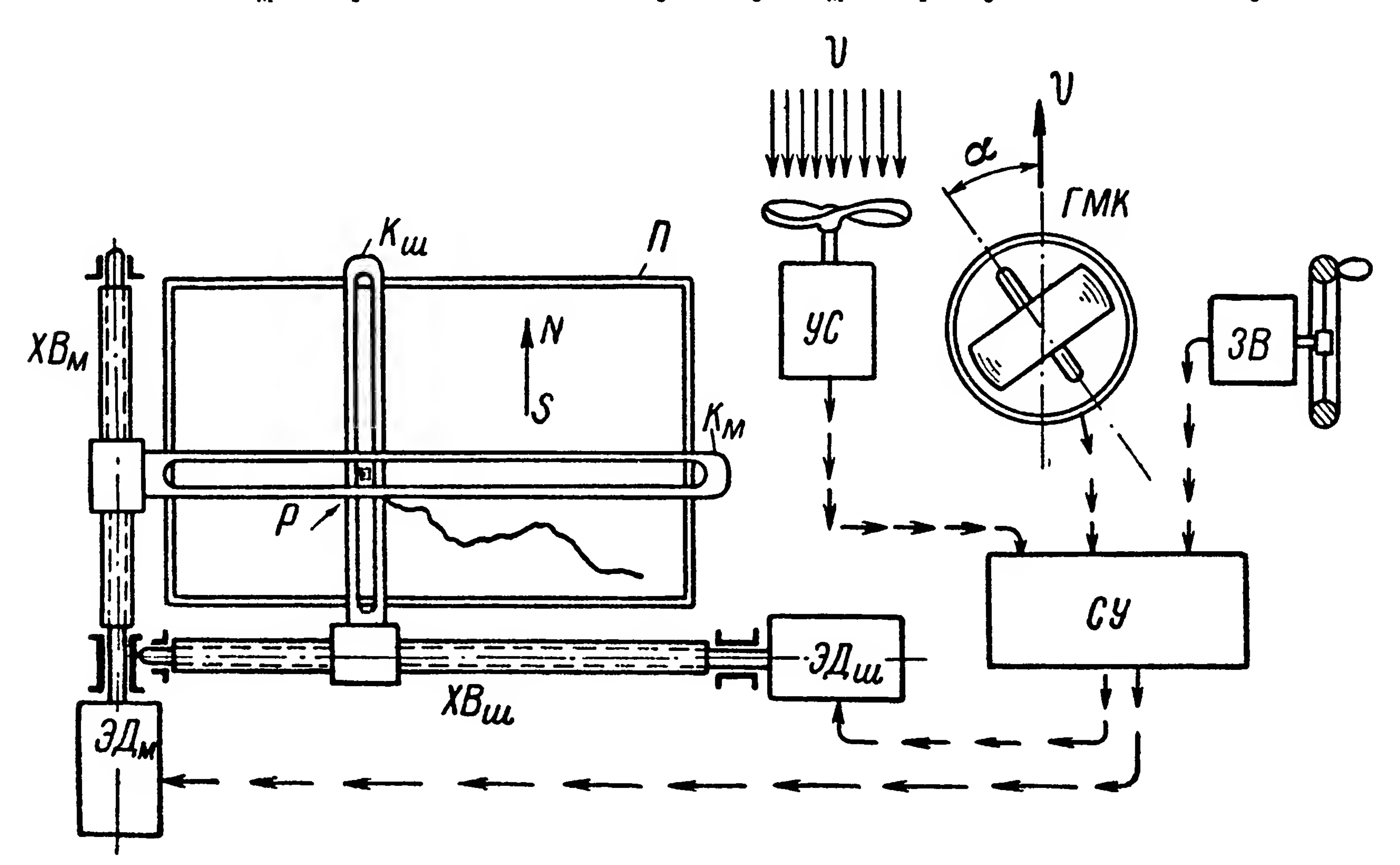


Рис. 90. Принципиальная схема устройства автоштурмана

приходит в движение вдоль меридиана карты, и карандаш начинает чертить след перемещения ползунка. Если ток подать на второй электродвигатель $ЭД_ш$, карандаш начнет чертить линию перемещения ползунка вдоль параллели карты.

Для вычерчивания на карте линии проходимого самолетом пути необходимо перемещение ползунка производить со скоростью, пропорциональной скорости самолета. С этой целью в системе автоштурмана используется указатель скорости $УС$, показания которого передаются в счетно-решающее устройство $СУ$, автоматически подбирающее необходимое напряжение, подаваемое на электродвигатели $ЭД_м$ и $ЭД_ш$.

Однако показаний одного указателя скорости самолета еще недостаточно для работы автоматического штурмана. Дело в том, что в общем случае направление воздушной скорости v самолета может занимать любое положение по отношению к плоскости меридиана NS (рис. 91, *а*). Поэтому для правильной записи на карте проходимого самолетом пути его воздушную скорость v расклады-

вают на две составляющие: $v_м$ — вдоль меридиана и $v_ш$ — вдоль параллели.

Так как величины $v_м$ и $v_ш$ зависят от курсового угла α, по которому самолет движется по отношению к плоскости меридиана, то для автоматического их определения в счетно-решающее устройство *СУ* автоштурмана непрерывно подаются показания гиромагнитного компаса *ГМК*.

В счетно-решающем устройстве, куда непрерывно подаются значения величин воздушной скорости v самолета и курсового угла α, происходит разделение скорости v на составляющие $v_м$ и $v_ш$.

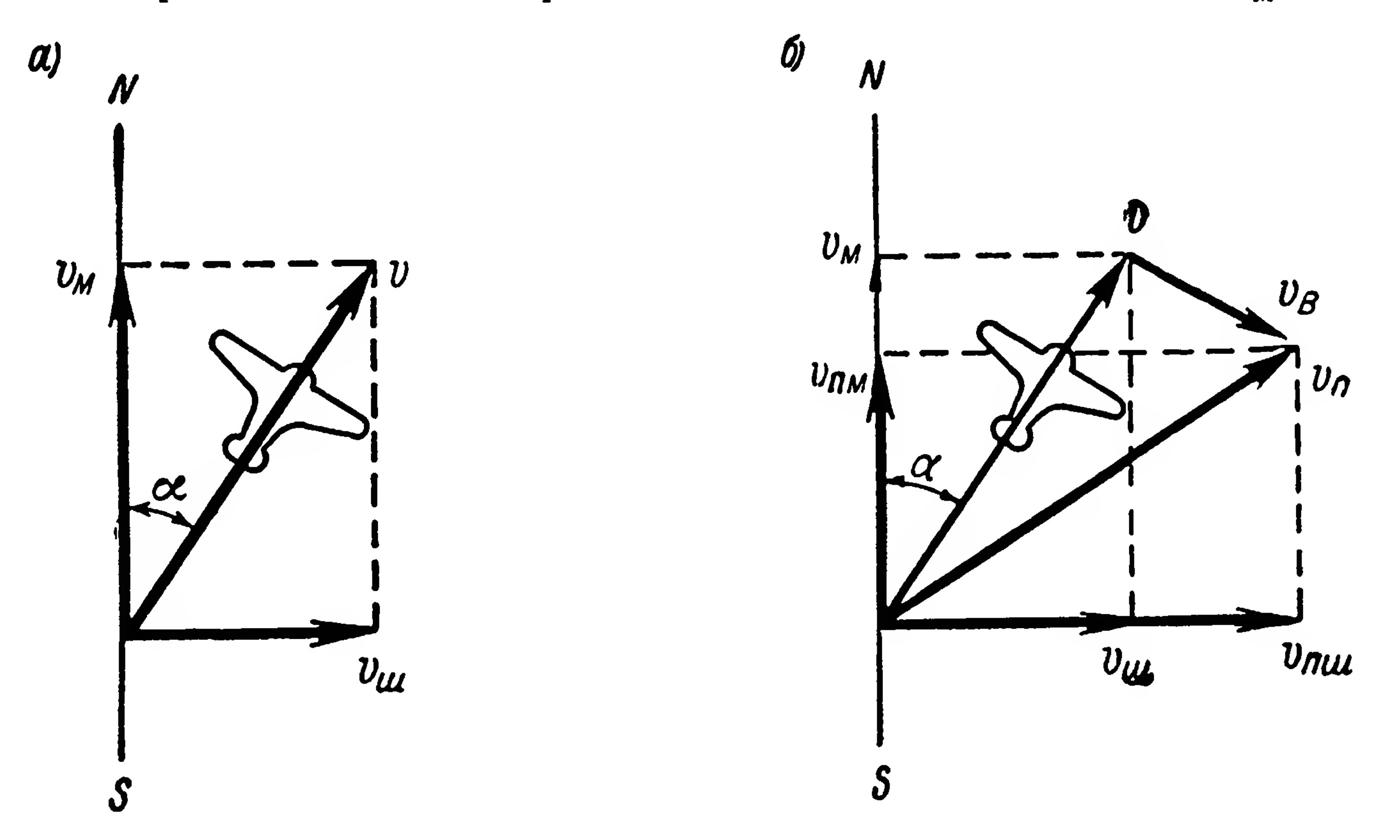


Рис. 91. Схема, показывающая снос самолета с заданного курса под воздействием сил ветра

На величину скорости движения самолета относительно земной поверхности большое влияние оказывают ветры. Если скорость ветра, совпадает с воздушной скоростью самолета, то его суммарная (путевая) скорость относительно земной поверхности увеличивается. Когда воздушная скорость самолета и скорость ветра противоположны, путевая соответственно уменьшается. В общем случае скорость ветра $v_в$ порождает боковой снос самолета, вызывая его отклонение от заданного направления полета. В итоге путевая скорость $v_п$ самолета будет определяться геометрической суммой двух скоростей: воздушной скорости v самолета и скорости ветра $v_в$ (рис. 91, *б*).

Проекции путевой скорости $v_п$ на направления вдоль меридиана $v_{п.м}$ и вдоль параллели $v_{п.ш}$ будут уже отличны от проекций $v_м$ и $v_ш$ на те же направления воздушной скорости v. При большом протяжении маршрута, так же как и при больших скоростях ветра ошибки записи пройденного пути вследствие сноса самолета могут достигать значительных размеров. Поэтому в автоштурманах предусматривается специальное устройство, так называемый задатчик скорости и направления ветра *ЗВ*, пользуясь которым штурман

вручную вводит соответствующую поправку. Эта поправка суммируется в счетно-решающем устройстве *СУ* с показаниями указателя воздушной скорости *УС* и гиромагнитного компаса *ГМК*. В результате из счетно-решающего устройства на электродвигатели $ЭД_м$ и $ЭД_ш$ подается напряжение, обеспечивающее перемещение кулис $К_м$ и $К_ш$ строго в соответствии с путевыми скоростями самолета: $v_{п.м}$ — вдоль меридиана и $v_{п.ш}$ — вдоль параллели (рис. 91, *б*). Таков в самых кратких чертах принцип работы авиационного автоматического штурмана, внешний вид планшета которого показан на рис. 92.

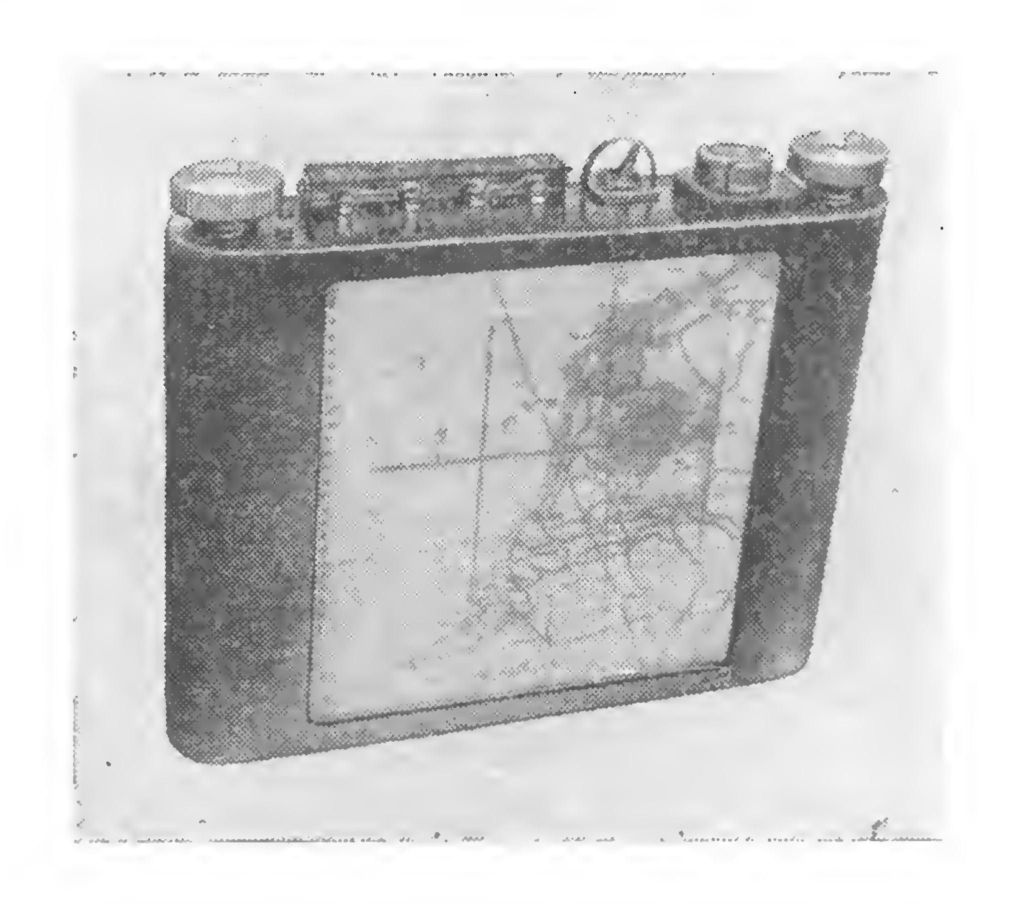


Рис. 92. Внешний вид планшета автоштурмана

§ 30. Гироскопический автопилот

Применение гироскопа в авиации позволило не только производить автоматическое вычисление пройденного самолетом пути и тем самым облегчать работу штурмана, но и удерживать полет самолета в заданном направлении, облегчая работу пилота. Последнее имеет особо важное практическое значение, так как выдерживание прямолинейного полета сопряжено для летчика с преодолением значительных трудностей. Воздушные течения, случайные порывы ветра, различия температуры и плотности отдельных слоев воздуха, неравномерная тяга, развиваемая двигателями, изменения в положении центра тяжести самолета, вызываемые расходом горючего в полете, и ряд других причин порождает непрерывное действие возмущающих сил, которые вызывают отклонения от заданного направления полета.

Изменяя положение рулей управления по отношению к корпусу самолета, летчик восстанавливает необходимое положение машины. Так как внешние возмущения действуют на самолет непрерывно, летчику все время приходится придавать рулям управления все новые и новые положения. Указанная работа монотонна и быстро приводит к утомлению пилота. Вот почему почти с первого дня зарождения самолета ученые и изобретатели всех стран мира начали искать возможностей автоматизации управления самолетом. Так, еще в 1898 г. наш великий соотечественник, основоположник науки о ракетоплавании К. Э. Циолковский разработал схему автоматического устройства для выдерживания, или, как говорят, стабили-

зации, горизонтального положения цельнометаллического дирижабля в продольной плоскости его движения.

Учеными и изобретателями предлагались самые различные варианты автоматических устройств, призванных облегчить работу летчика, однако только применение гироскопа дало возможность автоматически, без вмешательства пилота управлять полетом. Такое гироскопическое устройство получило название автоматического пилота, или сокращенно автопилота.

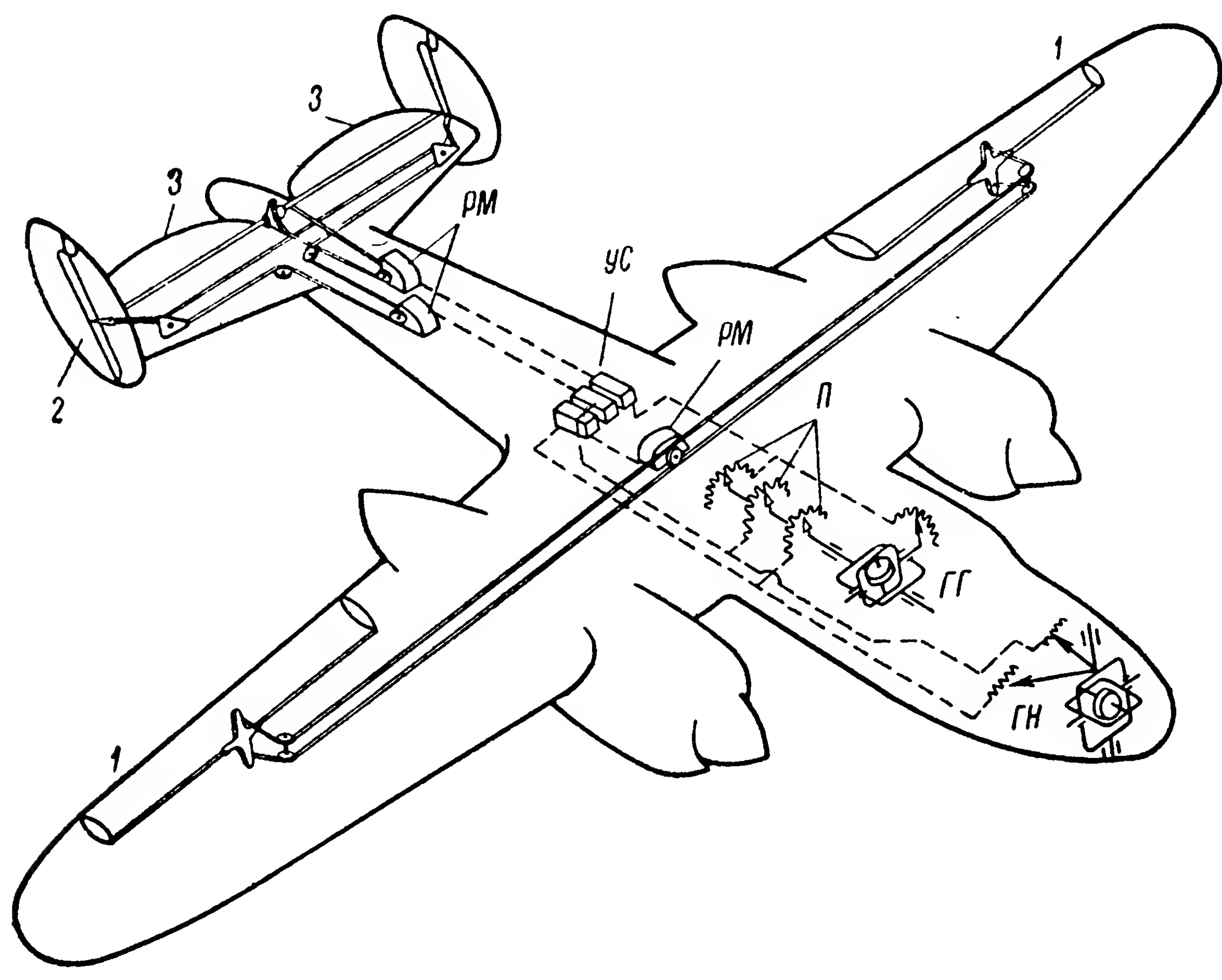


Рис. 93. Принципиальная схема устройства автопилота
1 — элероны; 2 — рули направления; 3 — рули глубины

Современные автопилоты (рис. 93) автоматически управляют взлетом и посадкой, выдерживанием полета в заданном направлении, выполнением разворотов и различных эволюций. Основными приборами, наблюдающими за отклонениями самолета от заданного направления полета, являются гироскоп направления *ГН* и гироскопический горизонт *ГГ*.

По наружной оси подвеса гироскопа направления и по обеим осям подвеса гирогоризонта установлены движки потенциометрических датчиков *П*. Сами же потенциометры укреплены на корпусах приборов и потому остаются неподвижными по отношению к фюзеляжу самолета.

При поворотах самолета вместе с ним будут перемещаться в пространстве и потенциометрические датчики. Их движки, благодаря жесткому закреплению на гироскопах, будут сохранять в простран-

стве неизменное положение. В результате при любом отклонении самолета от заданного направления полета произойдет перемещение движков по соответствующим потенциометрам. Снимаемые при этом с потенциометрических датчиков электрические сигналы направляются сначала в усилители *УС*, откуда после значительного усиления подаются на рулевые машинки *РМ*.

Как только в рулевую машинку поступит сигнал, сразу же начинает вращаться ее ведущий шкив, вызывающий при помощи тросов необходимое перемещение соответствующих рулей управления самолетом, благодаря чему он и начинает возвращаться к заданному направлению полета. В процессе этого возвращения происходит обратное перемещение потенциометров *П* по отношению к сохраняющим неизменное положение в пространстве движкам потенциометрических датчиков. Электрический сигнал, снимаемый с последних, уменьшается, обусловливая тем самым уменьшение и углов поворота рулей управления по отношению к их нормальному, нейтральному положению.

В тот момент, когда самолет возвратится к заданному направлению полета, движки совместятся с нулевыми точками потенциометров, и сигнал, снимаемый с них, становится равным нулю. Дальнейший полет самолета происходит уже в прямолинейном направлении, пока новое возмущение не вызовет его отклонения от заданного направления полета. Вновь совершится описанный выше цикл работы автопилота, в результате которого самолет опять возвратится к исходному направлению.

Так как для правильного разворота в пространстве необходим одновременный, или координированный, поворот рулей, в современных автопилотах сигналы, снимаемые с потенциометрических датчиков гироскопа направления *ГН* и гирогоризонта *ГГ*, подаются в определенной пропорции одновременно на две рулевые машинки, одна из которых управляет элеронами, вторая рулями поворота. И только сигнал, снимаемый с потенциометра, установленного на внутренней оси подвеса гирогоризонта *ГГ*, и являющийся пропорциональным продольным кренам самолета, подается через усилитель лишь на одну рулевую машинку, управляющую рулями высоты. Такова в общих чертах принципиальная схема работы автопилота, устанавливаемого на современных самолетах.

ГЛАВА VI

ГИРОСКОП НА ТРАНСПОРТЕ

§ 31. Двухколесный автомобиль

Одним из ранних примеров практического использования гироскопического эффекта в самодвижущихся экипажах является обычный двухколесный велосипед.

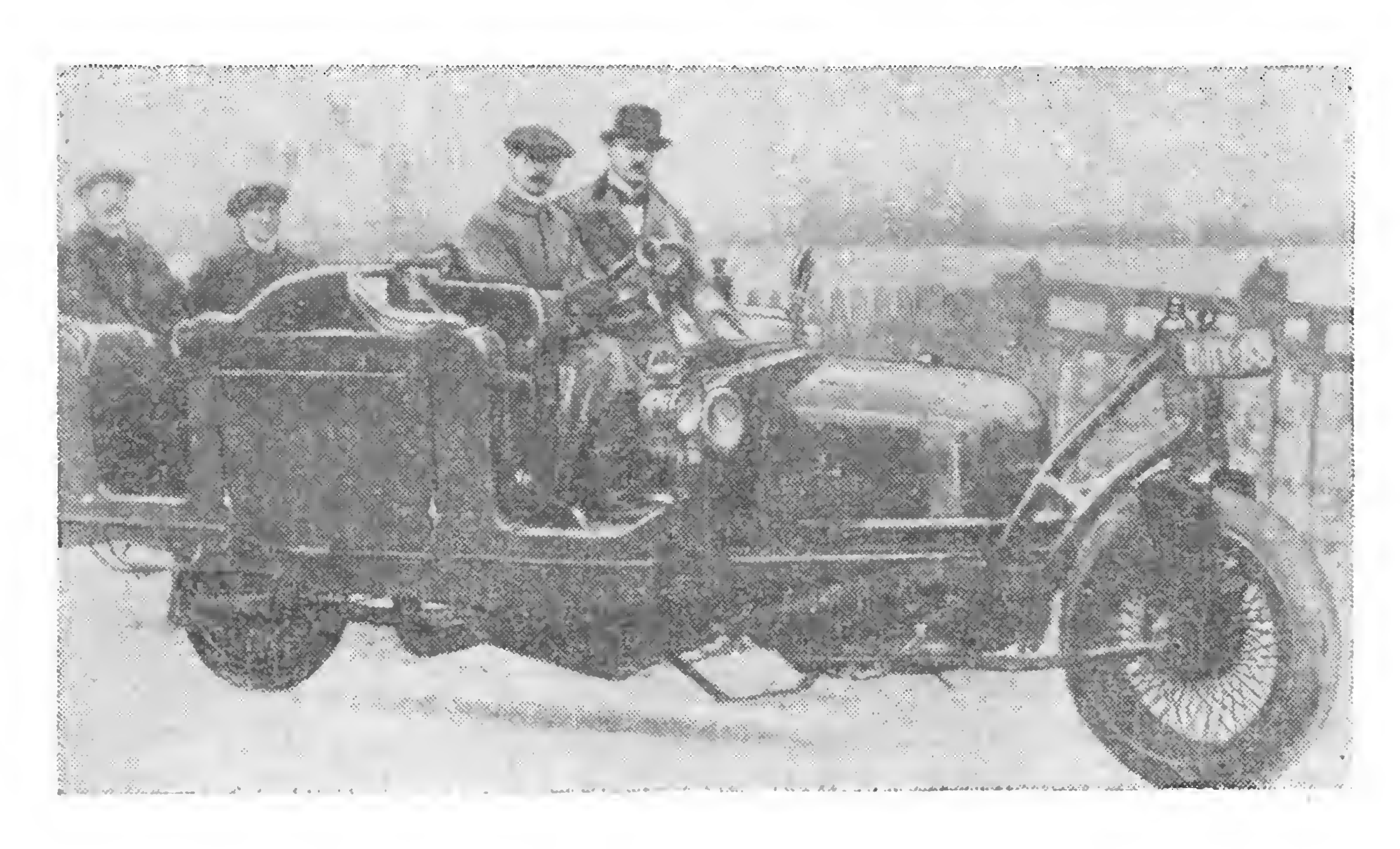


Рис. 94. Двухколесный автомобиль

Гироскопический эффект используется при езде на велосипеде для обеспечения устойчивости и управления направлением его движения.

Устойчивость, приобретаемая движущимся двухколесным велосипедом, натолкнула нашего соотечественника П. П. Шиловского на мысль о создании двухколесного автомобиля. Эта идея была успешно разрешена, и двухколесный автомобиль в 1914 г. появился на улицах Лондона (рис. 94), привлекая к себе внимание жителей города. На первый взгляд казалось, что никаких особых устройств в двухколесном автомобиле нет, и его устойчивое вертикальное положение сохраняется, так же как и у велосипеда, только во время

движения. Однако автомобиль Шиловского останавливался, в него садились и из него выходили пассажиры, и все же машина сохраняла вертикальное положение, оставаясь стоять только на своих двух колесах.

В чем же заключался секрет столь необычайного поведения двухколесного автомобиля? Оказывается, он объяснялся тем, что поражавший зрителей экипаж был снабжен гироскопом, который обес-

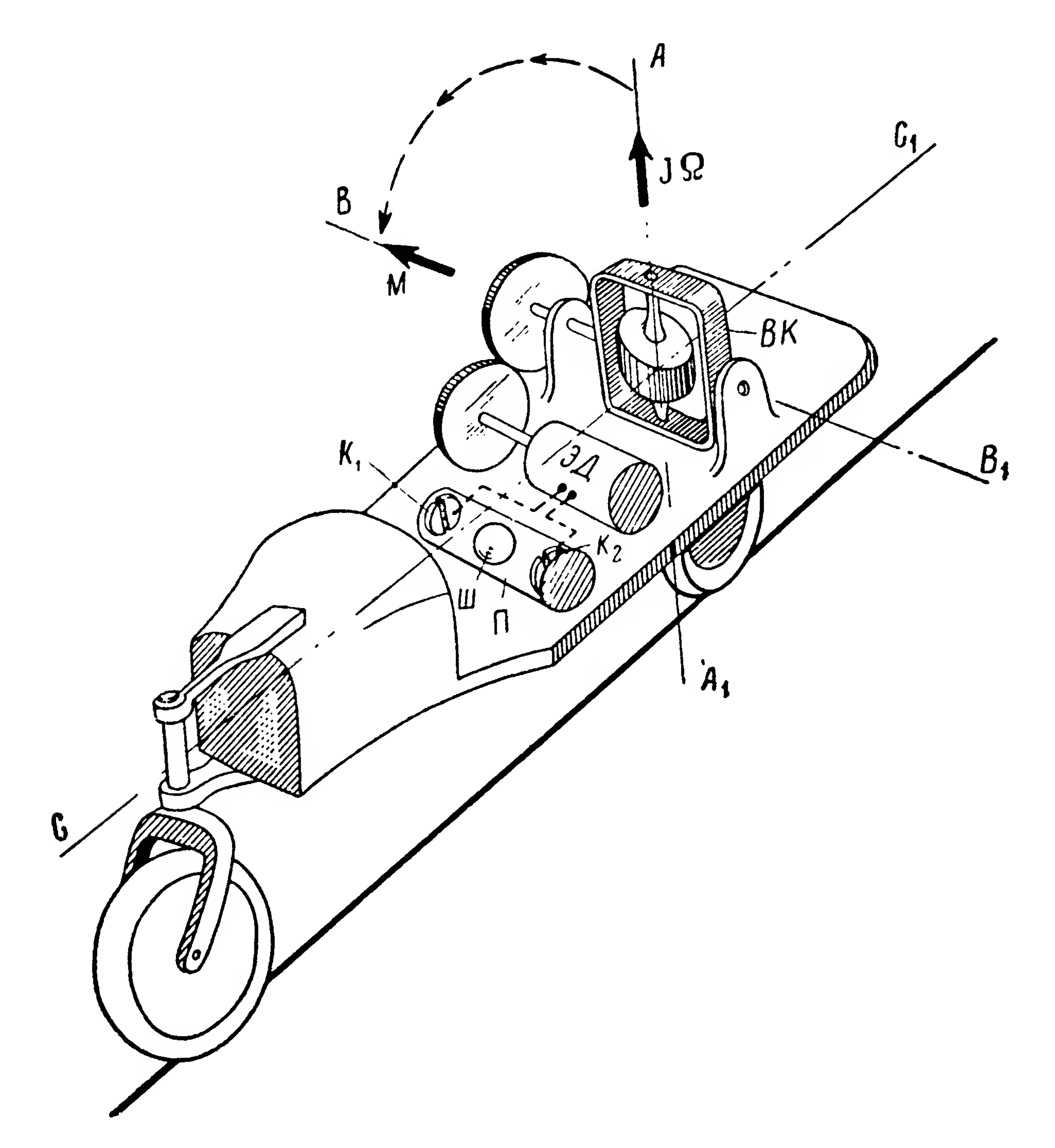


Рис. 95. Схема гиростабилизатора двухколесного автомобиля

печивал его устойчивость не только во время движения, но и при остановках. Конструктивно это гироскопическое устройство представляло собой массивный ротор, вращающийся с большой угловой скоростью Ω вокруг оси AA_1 в раме BK (рис. 95) и обладающий относительно оси AA_1 моментом инерции J. В свою очередь рама BK была смонтирована на подшипниках в кронштейнах, жестко укрепленных на днище кузова автомобиля. Тем самым раме совместно с ротором гироскопа обеспечивалась возможность поворота вокруг оси BB_1, расположенной перпендикулярно продольной оси CC_1 автомобиля.

Нетрудно заметить сходство гироскопического стабилизатора двухколесного автомобиля с обычным гироскопом, обладающим

тремя степенями свободы. Действительно, рассматриваемое гироскопическое устройство обладает свободой вращения вокруг трех осей AA_1, BB_1 и CC_1. Его отличие принципиально состоит лишь в том, что роль наружного карданового кольца выполняет в этом случае непосредственно сам корпус автомобиля. Так как устройство гироскопического стабилизатора двухколесного автомобиля принципиально является гироскопом с тремя степенями свободы, то оно будет подчиняться тем же законам движения, которые были нами рассмотрены.

Предположим, что в результате действия относительно продольной оси CC_1 автомобиля опрокидывающего момента, возникающего при посадке в экипаж пассажиров или при перемещениях последних внутри автомобиля в процессе его движения, корпус машины получил наклон по отношению к плоскости горизонта. Вполне очевидно, что вместе с корпусом автомобиля совершит наклон и связанный с ним стабилизатор, гироскопические свойства которого позволяют, создавая прецессию гироскопа, вернуть автомобиль в горизонтальное положение.

Как известно, для создания прецессионного движения гироскопа около оси CC_1 необходимо подействовать на него относительно оси BB_1 моментом внешних сил. При этом в случае наклона автомобиля на левый бок (рис. 95) вектор воздействующего на гироскоп момента M должен быть направлен в сторону правого борта экипажа. Соответственно при наклоне машины на правый бок воздействующий на гироскоп момент M должен иметь такое направление, при котором его вектор будет направлен в сторону левого борта автомобиля.

Для обеспечения автоматического воздействия на гироскопический стабилизатор необходимого момента M в конструкции двухколесного автомобиля предусмотрен электрический двигатель *ЭД*, вал которого посредством шестеренчатой передачи связан с рамой *ВК* гироскопа. Кроме того, автомобиль снабжен маятниковым переключателем *П*, продольная ось которого расположена параллельно оси BB_1 подвеса гироскопа. При наклоне корпуса экипажа массивный металлический шар *Ш*, являющийся по существу маятником, сместится с нейтрального положения переключателя *П*, перекатится внутри корпуса переключателя в сторону наклона автомобиля и замкнет одну из двух пар управляющих контактов K_1 и K_2.

Включение шаром переключателя *П* соответствующей пары его управляющих контактов обеспечит подачу на обмотку возбуждения двигателя *ЭД* электрического тока определенного направления. Возникающий при этом момент якоря электрического двигателя *ЭД*, усиленный шестеренчатой передачей, будет воздействовать на гироскоп, стремясь повернуть его в необходимом направлении вокруг оси подвеса BB_1. Под воздействием момента M гироскоп, а вместе с ним и кузов автомобиля получат прецессионное движение вокруг продольной оси CC_1 автомобиля, причем в таком направле-

нии, при котором ось AA_1 будет стремиться прийти к совмещению с вектором момента M по кратчайшему расстоянию.

В результате прецессионного движения кузов автомобиля начнет выравнивать свое положение, непрерывно уменьшая угол наклона к горизонтальной плоскости. Угловая скорость указанного выравнивающего движения, определяемая формулой (5), будет тем больше, чем больший момент M воздействует на гироскоп, обладающий кинетическим моментом $J\Omega$. Когда кузов экипажа возвратится в горизонтальное положение, шар переключателя *П* разомкнет управляющие контакты и прекратит воздействие на гироскоп момента M, создаваемого электрическим двигателем *ЭД*, и поворот автомобиля около его предельной оси CC_1 прекратится. В таком положении автомобиль будет находиться до тех пор, пока новое возмущение не вызовет нового наклона машины. Описанная работа гироскопического стабилизатора повторится вновь, и горизонтальное положение экипажа опять будет восстановлено. Таков в кратких чертах принцип работы гироскопического стабилизатора, обеспечивающего устойчивость двухколесного автомобиля как при движении, так и во время остановок.

Начавшаяся в 1914 г. первая мировая война не позволила П. П. Шиловскому продолжить работы по усовершенствованию двухколесного автомобиля, однако уже и первые поездки, свидетелями которых были жители Лондона, показали простоту устройства и возможность практического применения двухколесного автомобиля даже в условиях городского движения.

§ 32. Однорельсовая железная дорога

За несколько лет до создания двухколесного автомобиля появились попытки построить однорельсовую железную дорогу. Положительное разрешение указанной проблемы сулило большие экономические выгоды. Уже одно то обстоятельство, что при строительстве однорельсовой железной дороги требовалось прокладывать вместо двух только один рельс, позволяло почти вдвое сократить расходы на сооружение полотна. Тем самым при одних и тех же затратах можно было бы вдвое увеличить протяженность железнодорожных путей сообщения по сравнению со строительством обычного двухрельсового полотна.

Указанные перспективы использования однорельсовых железных дорог вызвали появление различных проектов вагонов, сохраняющих устойчивость при движении по одному рельсу. Примерно в 1909 г. почти одновременно появились однорельсовые гироскопические вагоны русского инженера П. П. Шиловского, англичанина Л. Бренана и немца А. Шерля.

По принципу устройства гироскопические стабилизаторы однорельсовых вагонов напоминают гироскопический стабилизатор двухколесного автомобиля. В однорельсовых вагонах используются два

варианта размещения гироскопического стабилизатора. В первом главная ось гироскопа расположена вертикально. В этом случае система стабилизации работает так же, как и гироскопический стабилизатор двухколесного автомобиля. Во втором варианте главная ось гироскопа размещается на платформе горизонтально и перпендикулярно продольной оси вагона.

По второму варианту был изготовлен гироскопический стабилизатор однорельсового вагона Л. Бренана. Массивный ротор гиро-

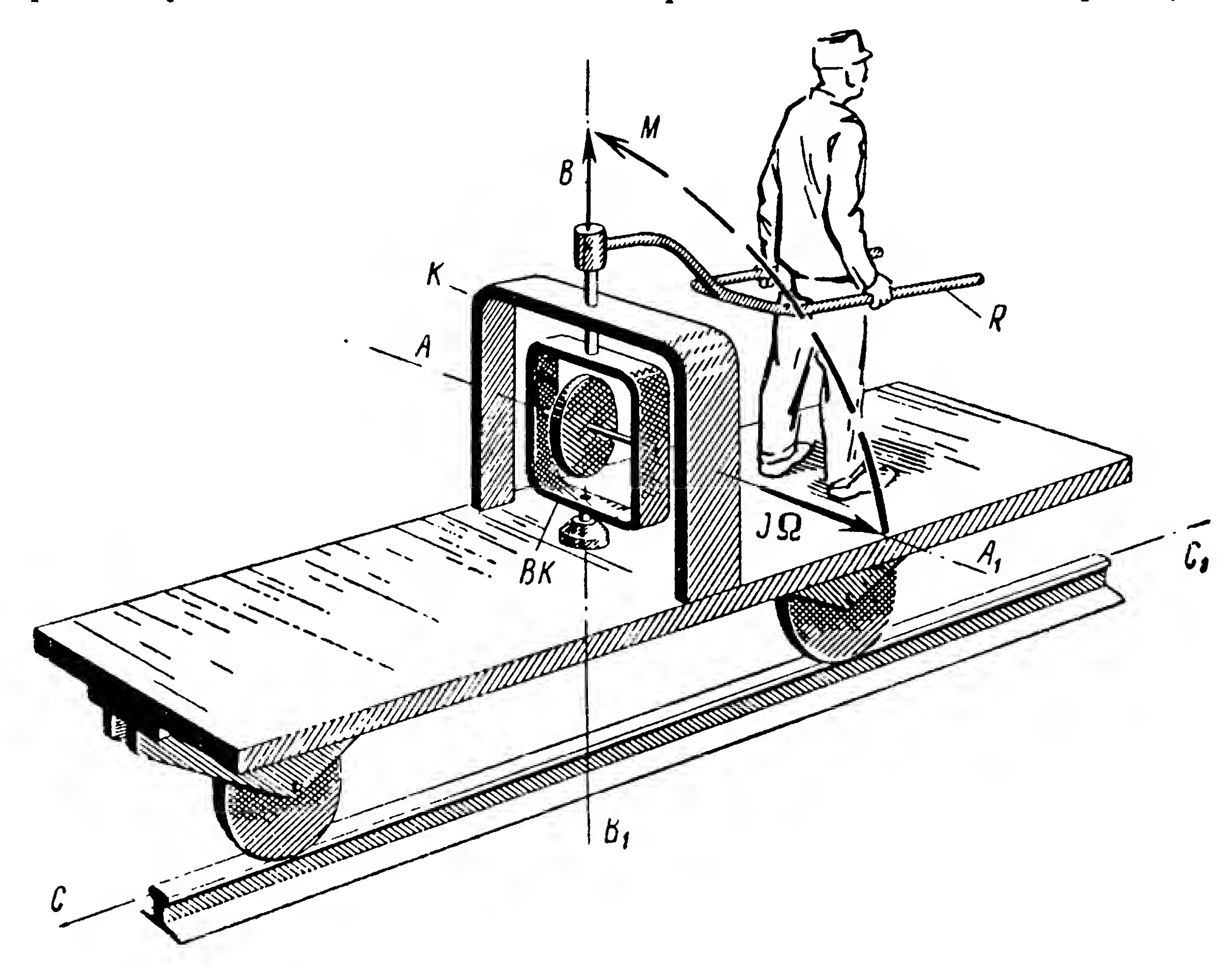


Рис. 96. Схема гиростабилизатора однорельсового вагона

скопа монтировался на подшипниках в раме BK (рис. 96), благодаря чему ротору обеспечивалась свобода вращения вокруг главной оси AA_1, которая выдерживалась параллельной днищу вагона перпендикулярно его продольной оси CC_1. Рама BK устанавливалась на подшипниках в станине K, жестко закрепленной в корпусе вагона. Причем ось BB_1 подвеса рамы BK в станине располагалась вертикально по перпендикуляру к продольной оси CC_1 вагона.

Сообщая ротору гироскопа максимально возможную угловую скорость Ω вращения вокруг оси AA_1, получали систему, движение которой подчинялось основному закону прецессии. Так же как и в стабилизаторе двухколесного автомобиля, для удержания однорельсового вагона в горизонтальном положении необходимо было своевременно воздействовать на гироскоп моментом соответствующего направления и величины. С этой целью рама BK гироскопа была снабжена рукояткой R.

При наклоне вагона на правый борт, в зависимости от хода его движения, водитель нажимал на рукоятку R, стремясь повернуть ее влево. Тем самым водитель создавал действующий на гироскоп относительно оси BB_1 момент M, который был направлен против часовой стрелки, если смотреть на платформу сверху. Под воздействием момента M гироскоп, обладающий кинетическим моментом $J\Omega$, получит, как известно, прецессионное движение вокруг продольной оси CC_1 вагона, в процессе которого ось AA_1 гироскопа будет по кратчайшему пути идти на совмещение с вектором момента M.

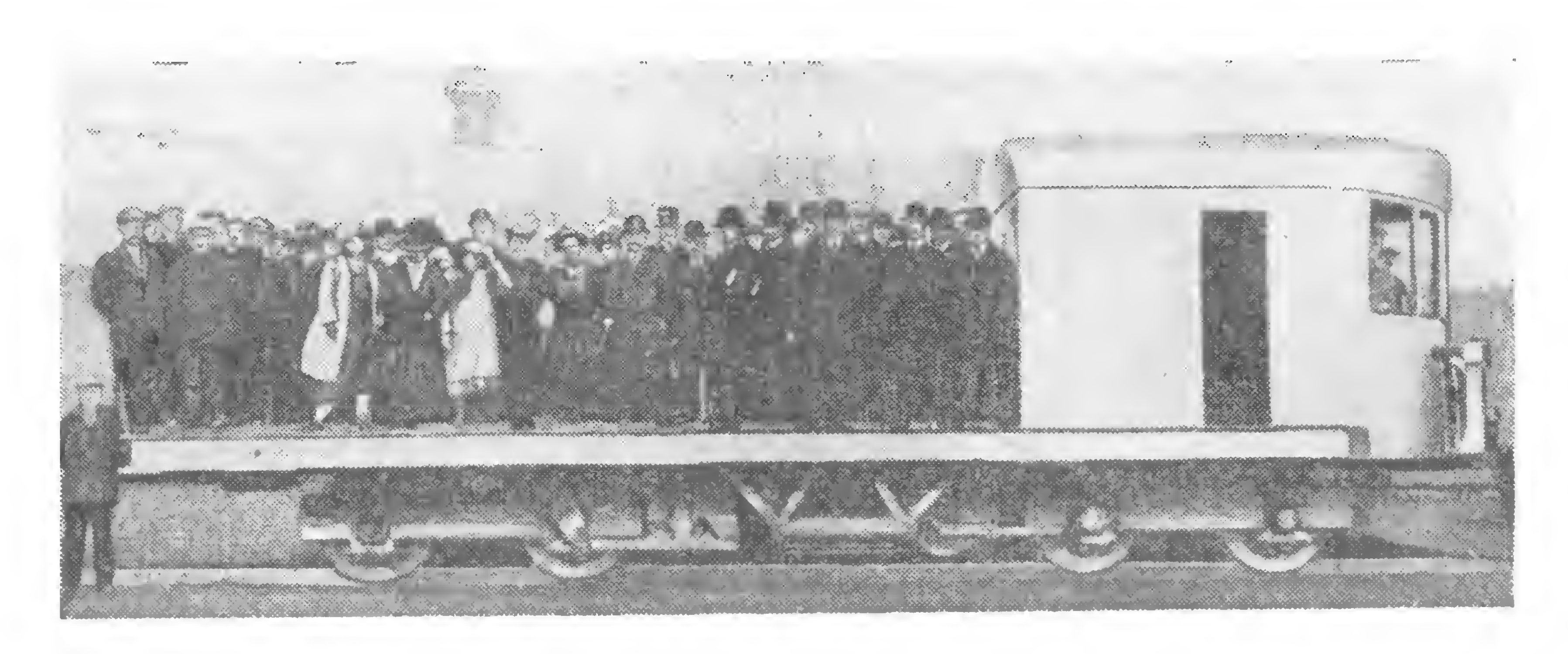


Рис. 97. Однорельсовый вагон

В связи с тем, что станина K гироскопа жестко связана с корпусом вагона, последний будет участвовать в прецессионном движении гироскопа. В результате этого движения наклон вагона начнет уменьшаться, и в тот момент, когда платформа придет в горизонтальное положение, водитель прекращает давить на рукоятку гироскопического стабилизатора. Описанная схема гироскопического стабилизатора была осуществлена в однорельсовом вагоне, построенном для англо-японской выставки 1912 г. в Лондоне. Этот вагон, вмещая одновременно до 40 человек (рис. 97), перевозил посетителей выставки по ее территории.

Однорельсовые гироскопические вагоны так и не вышли из стадии опытных разработок и не получили практического распространения.

Причина отказа от практического использования однорельсовых гироскопических железных дорог заключалась в недостаточной устойчивости однорельсового вагона при больших скоростях его движения. Если будет найдено простое конструктивное решение данной проблемы, однорельсовая гироскопическая дорога сможет занять подобающее ей место в общей системе железнодорожных путей сообщения.

§ 33. Гироскопические успокоители качки автомобиля и коляски мотоцикла

Автомобиль наряду с преимуществами, которыми он обладает, имеет и существенный недостаток, заключающийся в непрерывной качке его кузова во время движения. В отличие от более или менее ритмичной качки движущегося железнодорожного вагона или корабля на волнении качка автомобиля, порождаемая неровностями пути, происходит хаотично, обусловливая тем самым быстрое утомление пассажира.

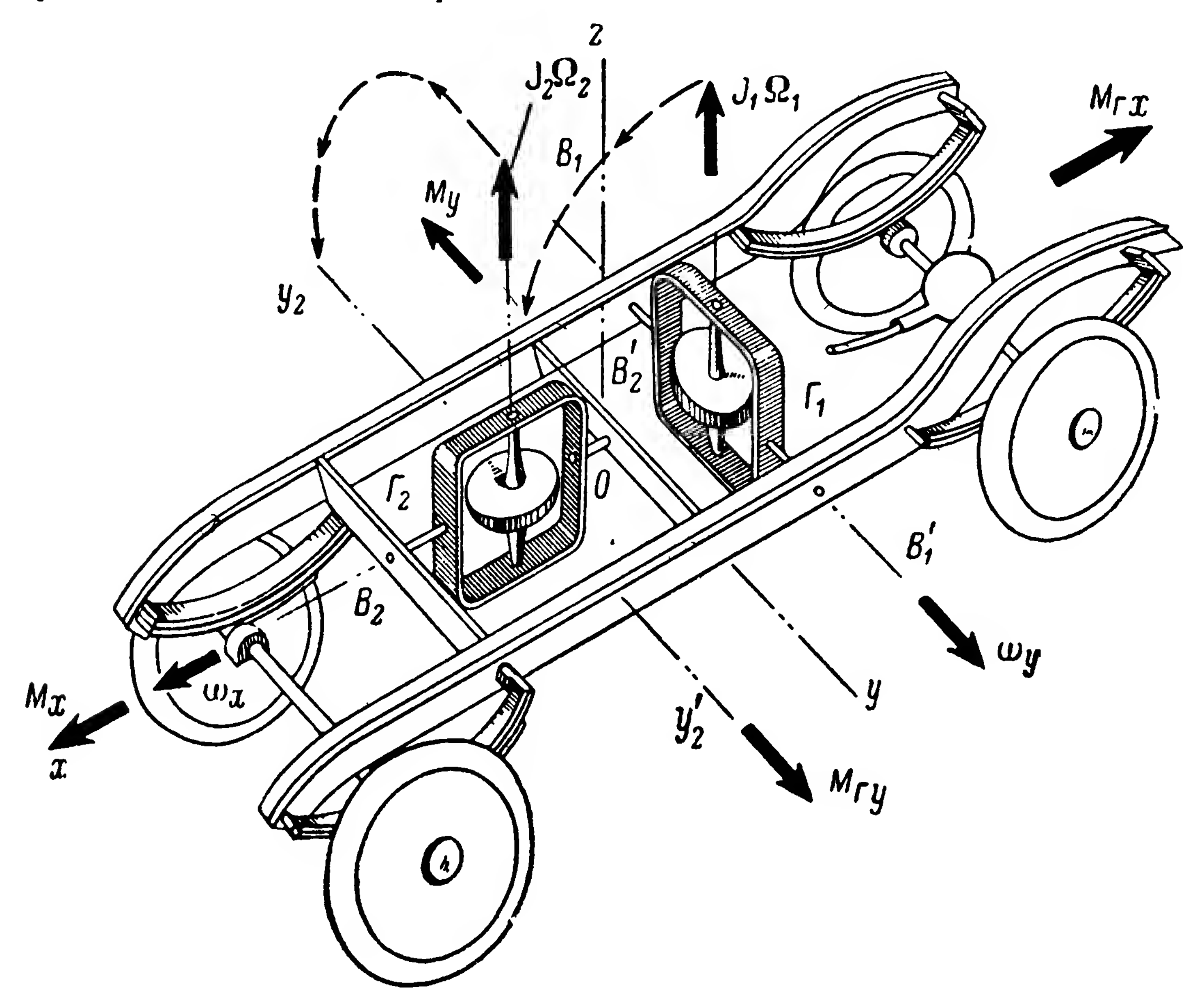


Рис. 98. Схема гироскопического успокоителя качки автомобиля

Вот почему, как только автомобиль получил признание, мысль конструкторов и изобретателей сразу же стала искать пути повышения комфортабельности его подвески. В процессе этих исканий были введены шины низкого давления, осуществлена независимая подвеска колес, листовые рессоры заменены более совершенными спиральными пружинами и торсионными стержнями, поставлены амортизаторы и т. п. Все эти усовершенствования позволили создать автомобиль высокого класса, однако даже легковые машины лучших марок при езде по посредственным дорогам приобретают настолько значительные колебания, что для их уменьшения приходится резко снижать скорость движения.

Необходимо было создать такую подвеску, которая гасила бы все толчки, воспринимаемые автомобилем при езде на больших

скоростях по плохой дороге. В Германии в 1926 г. был предложен гироскопический успокоитель качки кузова автомобиля. Для устранения качки на его раме было установлено два гироскопа, главные оси которых расположены вертикально. По отношению к раме автомобиля (рис. 98) каждый гироскоп обладал двумя степенями свободы, при этом ось B_1B_1' подвеса гироскопа Γ_1 располагалась параллельно поперечной оси Oy автомобиля, а ось B_2B_2' подвеса гироскопа Γ_2 параллельно его продольной оси Ox. Благодаря наличию рессор каждый гироскоп совместно с рамой автомашины по отношению к ее колесам обладал тремя степенями свободы, в связи с чем рама автомобиля, снабженная двумя гироскопами, в меньшей степени подвержена толчкам и качке даже при езде по дороге с большими неровностями. Предположим, что передние колеса автомобиля, наскакивая на препятствие, восприняли удар, который через рессоры будет тотчас же передан раме в виде мгновенного момента M_y, стремящего повернуть машину вокруг ее поперечной оси Oy в направлении по часовой стрелке. Однако смонтированный на раме гироскоп Γ_2, обладающий кинетическим моментом $J_2\Omega_2$, в силу своей инертности не пойдет, как известно, в направлении действия момента M_y, а, сопротивляясь последнему, получит прецессионное движение вокруг продольной оси Ox автомобиля. В результате этого движения главная ось гироскопа будет ближайшим путем идти на совмещение с проекцией на ось y_2y_2' вектора момента M_y, перемещаясь, согласно формуле (5), с угловой скоростью

$$\omega_x = \frac{M_y}{J_2\Omega_2}.$$

Но как только гироскоп, вращающийся вокруг своей главной оси с угловой скоростью Ω_2, получит одновременное вращение еще и вокруг оси Ox с угловой скоростью ω_x, возникнет момент гироскопической реакции $M_{\text{г}y}$, который в данном случае действует относительно оси y_2y_2'. Его направление будет противоположным действию внешнего момента M_y, а величина, согласно формуле (3), равна

$$M_{\text{г}y} = J_2\Omega_2\omega_x.$$

Если в последнее равенство подставить значение скорости ω_x

$$M_{\text{г}y} = J_2\Omega_2\omega_x = J_2\Omega_2\frac{M_y}{J_2\Omega_2} = M_y,$$

то нетрудно убедиться, что гироскопический момент $M_{\text{г}y}$ уравновешивает внешний возмущающий момент M_y. Как видим, удар, передаваемый через рессоры на раму автомобиля, будет погашен инерцией гироскопа Γ_2, благодаря чему кузов автомобиля сохранит свое горизонтальное положение.

При наезде автомобиля на возвышение левой стороны дороги рама его воспримет мгновенный момент M_x (рис. 98), стремящийся

повернуть ее вокруг продольной оси Ox. Под влиянием момента M_x возникнет прецессия гироскопа $Г_1$ вокруг оси B_1B_1' с угловой скоростью

$$\omega_y = \frac{M_x}{J_1\Omega_1}.$$

В связи с появлением угловой скорости ω_y прецессии у гироскопа $Г_1$ возникает момент гироскопической реакции

$$M_{гx} = J_1\Omega_1\omega_y = J_1\Omega_1 \frac{M_x}{J_1\Omega_1} = M_x,$$

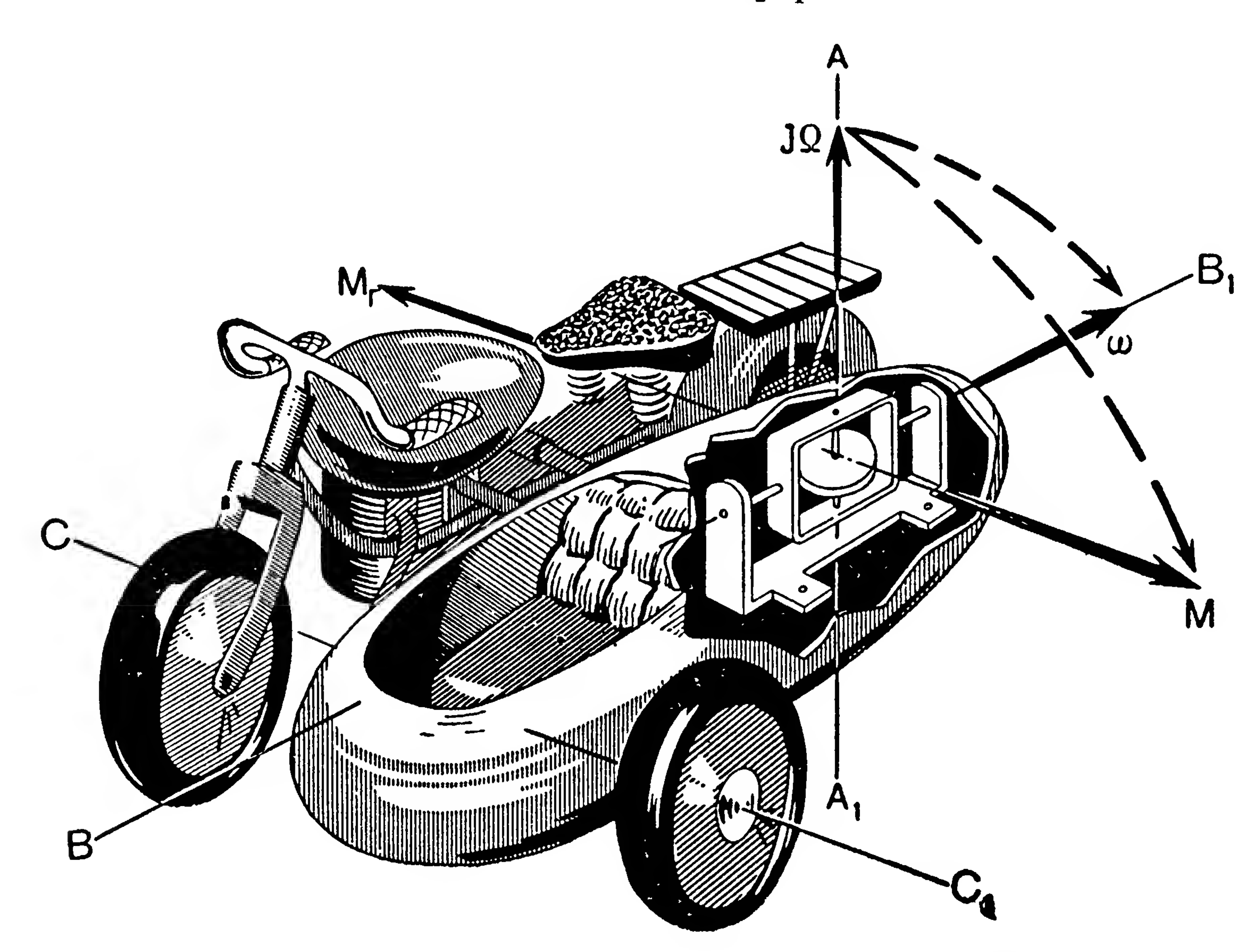


Рис. 99. Схема гироскопического успокоителя качки коляски мотоцикла

который и уравновесит внешний момент, действующий относительно оси Ox автомобиля.

В конструкции гироскопов предусмотрены ограничители их поворота вокруг осей B_1B_1' и B_2B_2'. Но в связи с непрерывным изменением направления действия возмущающих моментов M_x и M_y гироскопы ложатся на эти упоры лишь в редких случаях. Таким образом, благодаря установке на раме автомобиля указанных гироскопов его кузов сохраняет горизонтальное положение даже при езде по неровной дороге, что особенно важно, например, для санитарных автомашин, перевозящих больных по полевым и проселочным дорогам. Важно отметить, что вес гироскопов, необходимых для осуществления стабилизации автомобиля, составляет всего лишь 1—2% от веса последнего.

Наряду с проблемой стабилизации кузова автомобиля возникла необходимость стабилизации для тех же целей и коляски мотоцикла. Над решением этой задачи работал советский ученый Р. В. Ротенберг, который провел не только теоретические исследования в этой области, но получил и практические результаты. По идее автора гироскоп с двумя степенями свободы устанавливался в коляске мотоцикла таким образом, чтобы его главная ось AA_1 была в первоначальном положении вертикальна, а ось подвеса BB_1 совмещена с продольной осью коляски (рис. 99).

Предположим, что мотоцикл с коляской, оборудованной гироскопическим стабилизатором, в процессе движения попал своим передним колесом в выбоину на дороге. Проваливаясь в выбоину, мотоцикл, действуя своим весом на коляску, создает некоторый момент M, стремящийся повернуть ее вокруг поперечной оси. Как и в стабилизаторе автомобиля, гироскоп, смонтированный в коляске мотоцикла, под влиянием момента M начнет прецессировать вокруг продольной оси BB_1 с угловой скоростью $\omega = \frac{M}{J\Omega}$. Возникающий при этом гироскопический момент

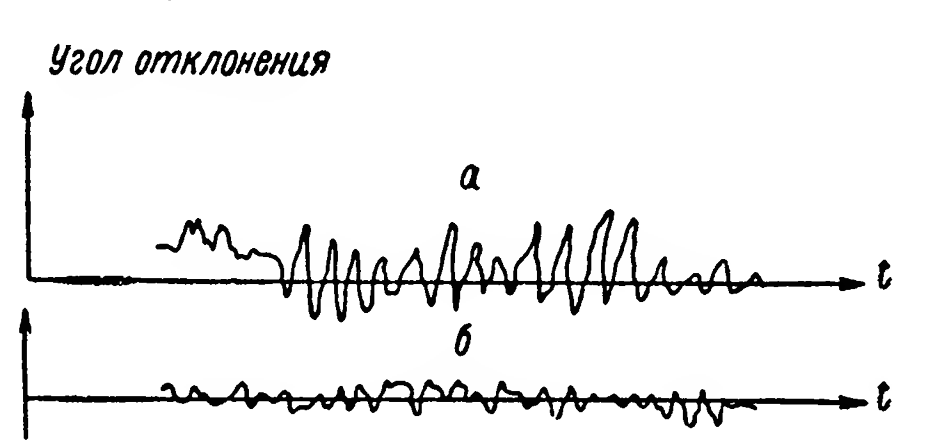


Рис. 100. Колебания коляски мотоцикла при движении по булыжной мостовой со скоростью 35 *км/час*: *а* — гиростабилизатор выключен; *б* — гиростабилизатор включен

$$M_г = J\Omega\omega = J\Omega \frac{M}{J\Omega} = M$$

уравновесит собой воздействующий на коляску мотоцикла внешний возмущающий момент M, обеспечивая стабилизацию ее относительно поперечной оси CC_1.

Экспериментальные кривые (рис. 100) угловых колебаний коляски мотоцикла, записанные во время ходовых испытаний, убедительно показывают, насколько эффективно сказывается наличие гироскопического стабилизатора на успокоение колебаний мототранспорта при езде его по неровным дорогам.

§ 34. Гироскопический эффект, порождающий колебания «шимми» колес автомобилей и самолетов

Гироскопический эффект, возникающий у быстро вращающихся тел при изменении их положения в пространстве, не всегда может быть использован на практике как положительное явление. Автомобилестроители, например, столкнулись с весьма неприятным явлением. При увеличении скорости автомобиля примерно до 70 *км/час* его передние колеса начинали совершать быстрые колебания одно-

временно вокруг вертикальных осей BB_1 их поворотных шкворней (рис. 101, *а*) и горизонтальных осей, параллельных плоскости дорожного покрытия. Эти самовозбуждающие колебания управляемых колес автомобиля получили характерное название «шимми», подчеркивающее их сходство с эксцентричным танцем того же названия. Аналогичные колебания наблюдаются и у переднего колеса трехколесного шасси самолета (рис. 101, *б*) при движении по посадочной дорожке аэродрома.

В обоих случаях колебания шимми — явление отрицательное. Из-за них машина на большой скорости теряла управляемость.

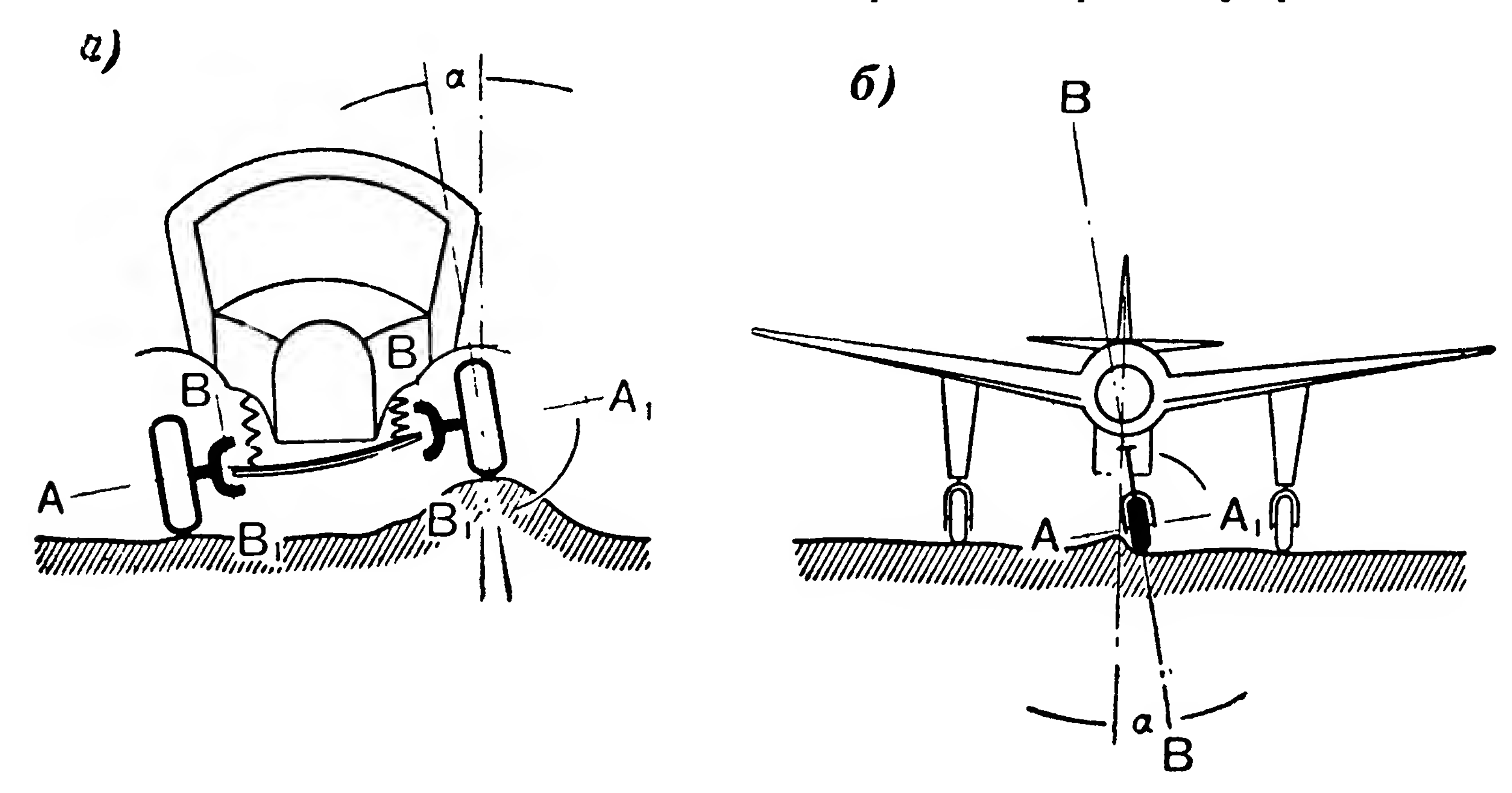


Рис. 101. Схема, объясняющая причины колебания «шимми»

В некоторых случаях размахи рассматриваемых колебаний достигали настолько больших значений, что приводили к срыву покрышки с обода колеса и к поломке деталей его крепления.

В чем же крылись причины, порождающие колебания шимми? Оказывается, основной из них являлся гироскопический эффект вращающихся колес. Действительно, при наезде автомобиля одним колесом на возвышение (рис. 101, *а*) или при ударе переднего колеса шасси самолета о препятствие, вызывающем смещение колеса в сторону (рис. 101, *б*), происходит поворот последнего на некоторый угол α от вертикальной плоскости.

Колесу, вращающемуся вокруг оси AA_1 с угловой скоростью Ω (рис. 102), в момент наезда на препятствие сообщается дополнительная угловая скорость ω_B вынужденного поворота вокруг оси CC_1. Но, как следует из изложенного выше (см § 10), при сообщении колесу вращения одновременно вокруг двух осей сразу же возникнет момент гироскопической реакции $M_г = J\Omega\omega_B$. В результате колесо начнет поворачиваться вокруг оси BB_1, стремясь совместить ось AA_1 своего вращения с осью CC_1 вынужденного поворота. Совершив поворот вокруг оси BB_1, колесо начнет удаляться

от выбранного направления движения, все более наклоняясь по отношению к вертикальной плоскости. Этому наклону будет способствовать и гироскопический эффект вращающегося колеса. Действительно, получив в результате возникновения гироскопического момента $M_г$ угловую скорость ω поворота вокруг вертикальной оси

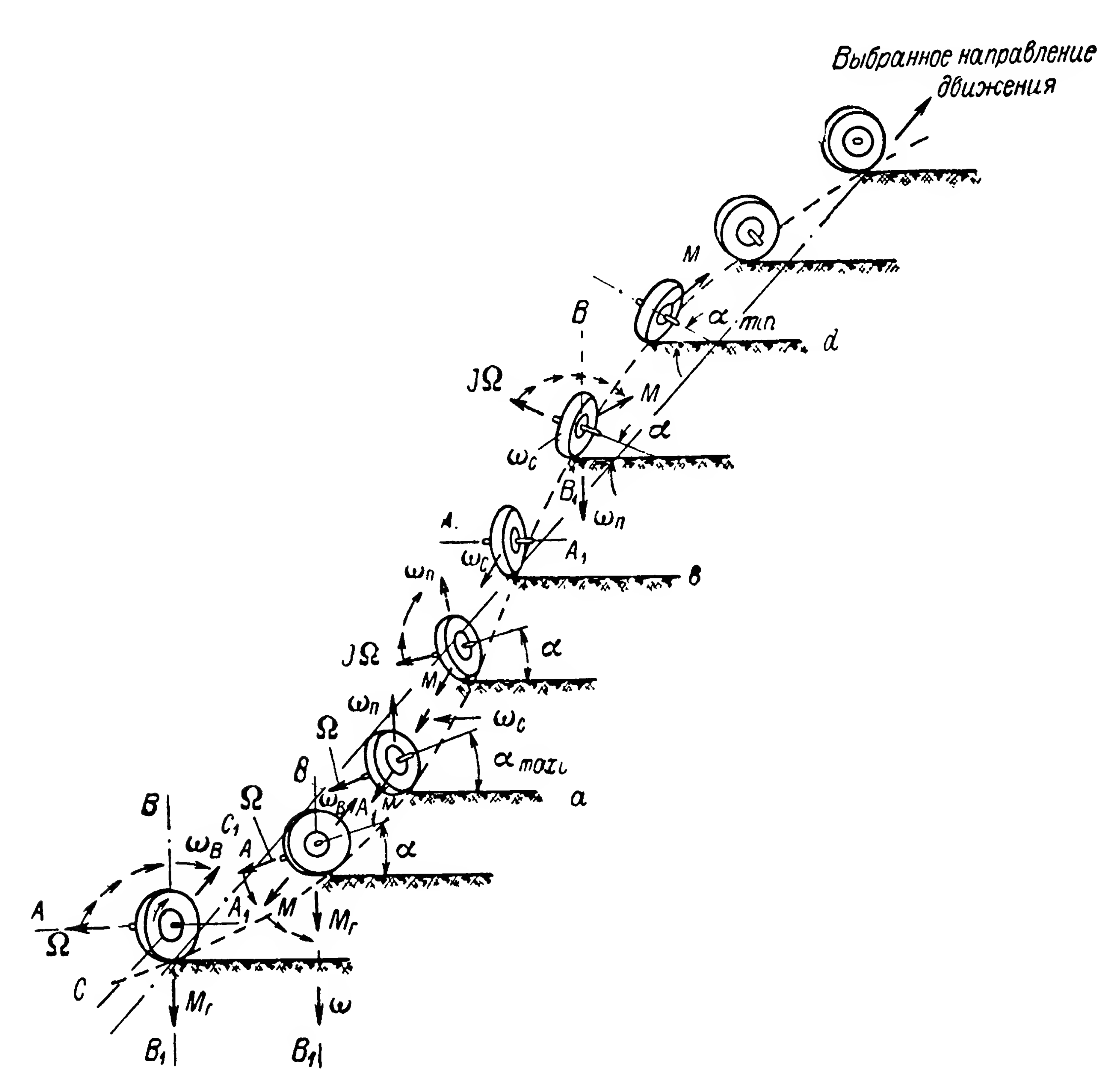


Рис. 102. Путь колеса при колебаниях «шимми»

BB_1, колесо начнет поворачиваться одновременно и вокруг оси CC_1, стремясь совместить ось AA_1 своего вращения с направлением вектора угловой скорости ω.

Однако, как только колесо начнет поворачиваться вокруг горизонтальной оси CC_1 и тем самым деформировать упругие элементы подвески, сразу же силы упругости рессор автомобиля или стойки переднего колеса самолета начнут создавать момент, стремящийся возвратить колесо в прежнее вертикальное положение. Чем больше угол α поворота колеса по отношению к вертикальной плоскости, тем большим будет момент упругих сил. Этот восстанавливающий

момент M действует на колесо относительно оси CC_1 в направлении, в первый момент времени противоположном вектору угловой скорости ω_B вынужденного поворота.

Под влиянием все возрастающего восстанавливающего момента M колесо начнет замедлять свой поворот вокруг вертикальной оси BB_1 и, наконец, в некоторой точке a его угловая скорость ω станет равной нулю. В этот момент времени угол α отклонения колеса от вертикальной плоскости будет максимальным и, следовательно, восстанавливающий момент M будет наибольшим. Теперь на колесо, вращающееся вокруг оси AA_1 с угловой скоростью ω, действует только восстанавливающий момент M, под влиянием которого колесо получит прецессионное движение вокруг вертикальной оси BB_1 с угловой скоростью $\omega_п$, направление которой противоположно первоначальному повороту колеса, происходившему с угловой скоростью ω.

В результате колесо начнет приближаться к линии выбранного направления движения и тем самым уменьшать угол α своего наклона по отношению к вертикальной плоскости. Иными словами, колесо снова начнет поворачиваться вокруг горизонтальной оси CC_1 с угловой скоростью ω_C, направленной противоположно угловой скорости ω_B первоначального вынужденного поворота. Так же как и в процессе первого этапа рассматриваемого движения колеса, гироскопический эффект будет способствовать уменьшению угла α. Действительно, ось AA_1, с которой совмещен вектор кинетического момента $J\Omega$ вращающегося колеса, в силу проявления момента гироскопической реакции будет теперь двигаться на совмещение с вектором угловой скорости $\omega_п$ его прецессионного поворота.

Чем ближе подойдет колесо к линии выбранного направления движения, тем меньшим будет восстанавливающий момент M, который при достижении колесом точки b станет равным нулю. Однако ось AA_1 колеса в этот момент не перпендикулярна к линии выбранного направления движения. Поэтому колесо пересечет последнюю и начнет от нее удаляться теперь уже в левую сторону. Удаляясь в сторону от этой линии, колесо вынуждено будет наклоняться по отношению к вертикальной плоскости (рис. 101). При этом в результате деформации рессор возникнет восстанавливающий момент M (рис. 102), стремящийся вернуть колесо в вертикальное положение. Указанное взаимодействие сил обусловит поворот колеса около вертикальной оси BB_1 с угловой скоростью $\omega_п$, вектор которой теперь уже будет направлен по вертикали вниз.

Угловая скорость ω_C поворота колеса вокруг горизонтальной оси CC_1 начнет уменьшаться и в точке d совсем прекратится. Опять останется воздействие на колесо лишь восстанавливающего момента M, благодаря чему оно, все более и более поворачиваясь вокруг оси BB_1, начнет вновь приближаться к линии выбранного направ-

ления движения, и вся рассмотренная картина передвижения колеса повторится полностью как бы в зеркальном изображении.

Таким образом, взаимодействие момента гироскопической реакции быстро вращающегося колеса с возмущающими и восстанавливающими моментами и обусловливает возникновение и поддержание колебаний шимми передних управляемых колес как автомобиля, так и самолета. Для борьбы с колебаниями шимми применяются успокоители, а подвеска передних колес автомобилей выполняется независимой.

ГЛАВА VII

ГИРОСКОП В ГОРНОМ ДЕЛЕ

§ 35. Необходимость в приборах, обеспечивающих быстрое исследование природных богатств

Изучение внутреннего строения Земли и тех процессов, которые совершаются в глубинах ее недр, так же как и покорение космоса, издавна привлекали человека. Уже на глубине 10—15 *км* от земной поверхности начинается область, о строении которой имеются только предположения.

В то же время задачи, стоящие перед нашим социалистическим обществом, требуют все возрастающего по своим масштабам снабжения бурно развивающейся промышленности металлом, углем, нефтью, газом и другими природными богатствами. Чтобы правильно научно планировать развитие всех областей народного хозяйства социалистического общества, необходимо в первую очередь иметь четкие данные о запасах природных богатств, находящихся в недрах Земли, на ее поверхности и в водах рек, морей и океанов.

За годы Советской власти наша страна вышла на первое место в мире по разведыванию запасов многих видов полезных ископаемых. В СССР за это время открыты крупнейшие каменноугольные бассейны такие, как Кузбасс, Караганда, Печора и им подобные. В районах Курской магнитной аномалии было открыто уникальное месторождение железной руды, занимающее одно из первых мест в мире. Благодаря труду геологов народное хозяйство Советского Союза обеспечено большими запасами самых разнообразных полезных ископаемых.

В настоящее время ведутся работы по составлению геологической карты Советского Союза, на основе которой будет планироваться развитие промышленности будущего коммунистического общества Для форсирования подготовки такой карты необходимо в первую очередь ускорить геологические изыскания, что требует создания новых приборов, обеспечивающих автоматизацию производства и контроля разведывательных работ.

В процессе решения поставленной проблемы отечественная приборостроительная промышленность создала большое количество

дистанционной аппаратуры для геофизических исследований и целый ряд автоматических устройств, ускоряющих геологические поиски. Среди общего комплекса указанной аппаратуры все большее значение начинают приобретать гироскопические приборы. Уже сейчас на вооружении геологов имеются и гироскопические инклинометры — приборы для контроля кривизны буровых скважин,— и маркшейдерские гироскопические компасы — для подземного ориентирования шахт по частям света и многие подобные им системы.

Внедрению гироскопа в геологические и геофизические приборы активно содействовали своими работами советские ученые и инженеры Б. И. Никифоров, Б. К. Викулин, А. З. Туниманов, В. Н. Лавров, В. В. Шатихин, П. А. Ильин, И. Я. Стариков, А. И. Королев и др. Благодаря их трудам гироскопические приборы для геологических изысканий и геофизических исследований быстро вышли из стадии опытных разработок и изготовляются сейчас промышленностью.

§ 36. Гироскопический инклинометр

Наиболее достоверные сведения о запасах полезных ископаемых можно получить в результате проведения разведовательных работ методом бурения скважин. С этой целью в районе, предназначенном для исследования, в нескольких точках выбранной площади производят бурение скважин, из которых на разной глубине берут для анализа пробы грунта. Однако вследствие различной твердости пород, через которые проходит скважина, ее ось, как правило, отклоняется от запроектированного направления.

Искривление скважины, вызывая усложнение работ, не позволяет составить правильного суждения о количестве запасов полезных ископаемых, залегающих в данном районе. Действительно, предположим, что при бурении скважины (рис. 103) сверло наткнулось на гранитный валун K и вследствие этого отклонилось от запроектированного направления ZZ_1. Дальнейшее углубление скважины будет производиться теперь вдоль прямой CD, и вынутые из нее пробы грунта не будут включать в себя породы пласта M, содержащего полезные ископаемые.

Техническая мысль настойчиво искала методы для контроля направления буровых скважин. Сложность решения проблемы обусловливалась тем, что искривление скважины могло происходить под произвольным углом β к вертикали ZZ_1, причем плоскость Q этого искривления могла быть расположена под любым углом α к меридиану NS.

Поэтому для составления ясного суждения о характере искривления скважины необходимо было знать значения обоих углов α и β. Для замера последних было создано большое количество приборов, называемых инклинометрами, в основе которых лежало использование магнитной стрелки и маятника. Однако они не могли

в полной мере удовлетворить возросшим требованиям современных задач, так как магнитная стрелка, реагируя на залежи железных масс, искажала действительную величину угла α. Одновременно требовалось значительное время выдержки прибора в неподвижном положении, необходимое для успокоения колебаний магнитной стрелки и маятника. Все это удлиняло контроль и не позволяло производить его автоматически по всей глубине скважины.

Вот почему приборостроители и при решении данной проблемы обратились к свойствам гироскопа. В Советском Союзе, Чехословакии и ряде других стран появились гироскопические инклинометры, из которых лучшие результаты показал экспонировавшийся на Брюссельской выставке советский гироинклинометр завода «Геологоразведка».

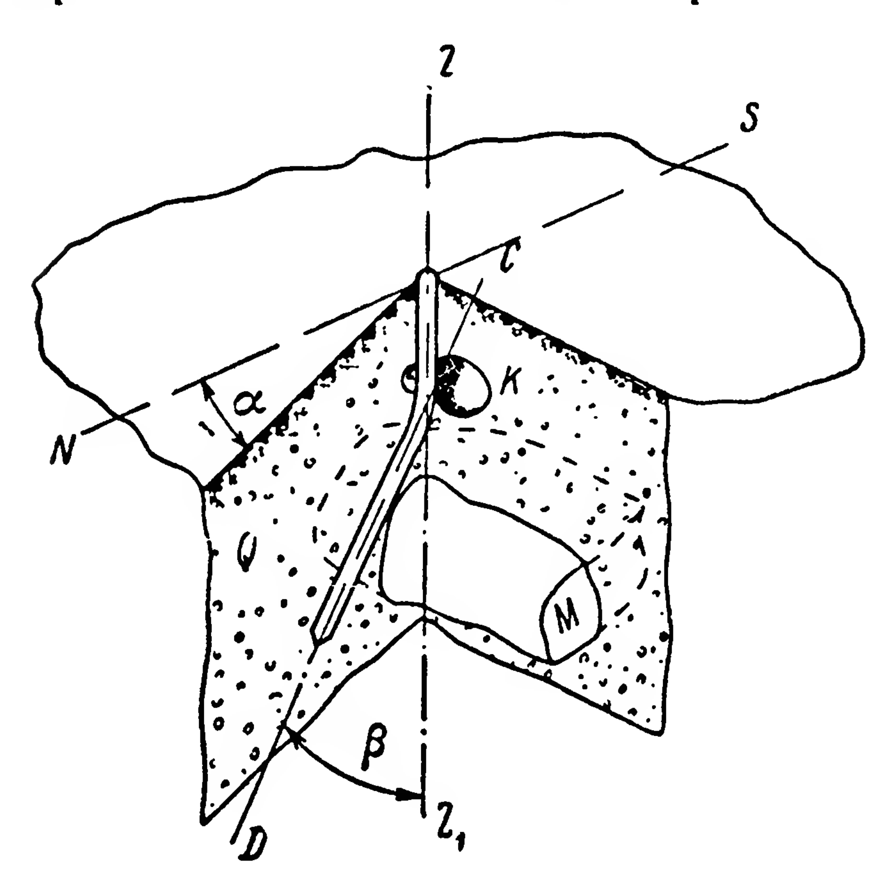


Рис. 103. Схема искривления буровой скважины

Измерительное устройство указанного гироинклинометра (рис. 104) состоит из гироскопа направления *ГН*, аналогичного рассмотренному в § 27, и гироскопического уровня *ГУ*. Последний представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы, для приведения главной оси AA_1 которого в плоскость искривления скважины на наружном кольце *НК* установлен ртутный маятниковый переключатель L_1. До тех пор пока кольцо *НК* не займет перпендикулярного положения относительно плоскости *Q* искривления скважины (рис. 103), ртуть в переключателе L_1 (рис. 104) будет замыкать один из его контактов. К электродвигателю $ЭД_1$ подается ток, что и обусловливает воздействие на гироскоп *ГУ* момента M_B электродвигателя $ЭД_1$, относительно оси BB_1. У гироскопа возникнет прецессионное движение, в результате которого его главная ось AA_1 и придет к совмещению с плоскостью искривления скважины.

Гироскоп направления *ГН* устанавливается в первоначальный момент своей осью A_1A_1' в плоскости меридиана. Поэтому угол между плоскостями, в которых лежат главные оси обоих гироскопов, и будет характеризовать собой угол α (рис. 103), составляемый плоскостью *Q* искривления скважины с меридианом *NS*. При этом напряжение электрического тока, снимаемое с потенциометра $П_1$ (рис. 106), установленного на наружном кольце гироскопа *ГН*, будет пропорционально величине угла α.

Ось AA_1 гироскопа *ГУ* одновременно с приведением ее в плоскость искривления скважины совмещают еще и с плоскостью горизонта. Для этого на внутреннем кольце *ВК* смонтирован переключатель L_2, ртуть которого при наклоне оси AA_1 замыкает один из двух контактов, подавая ток соответствующего направления на

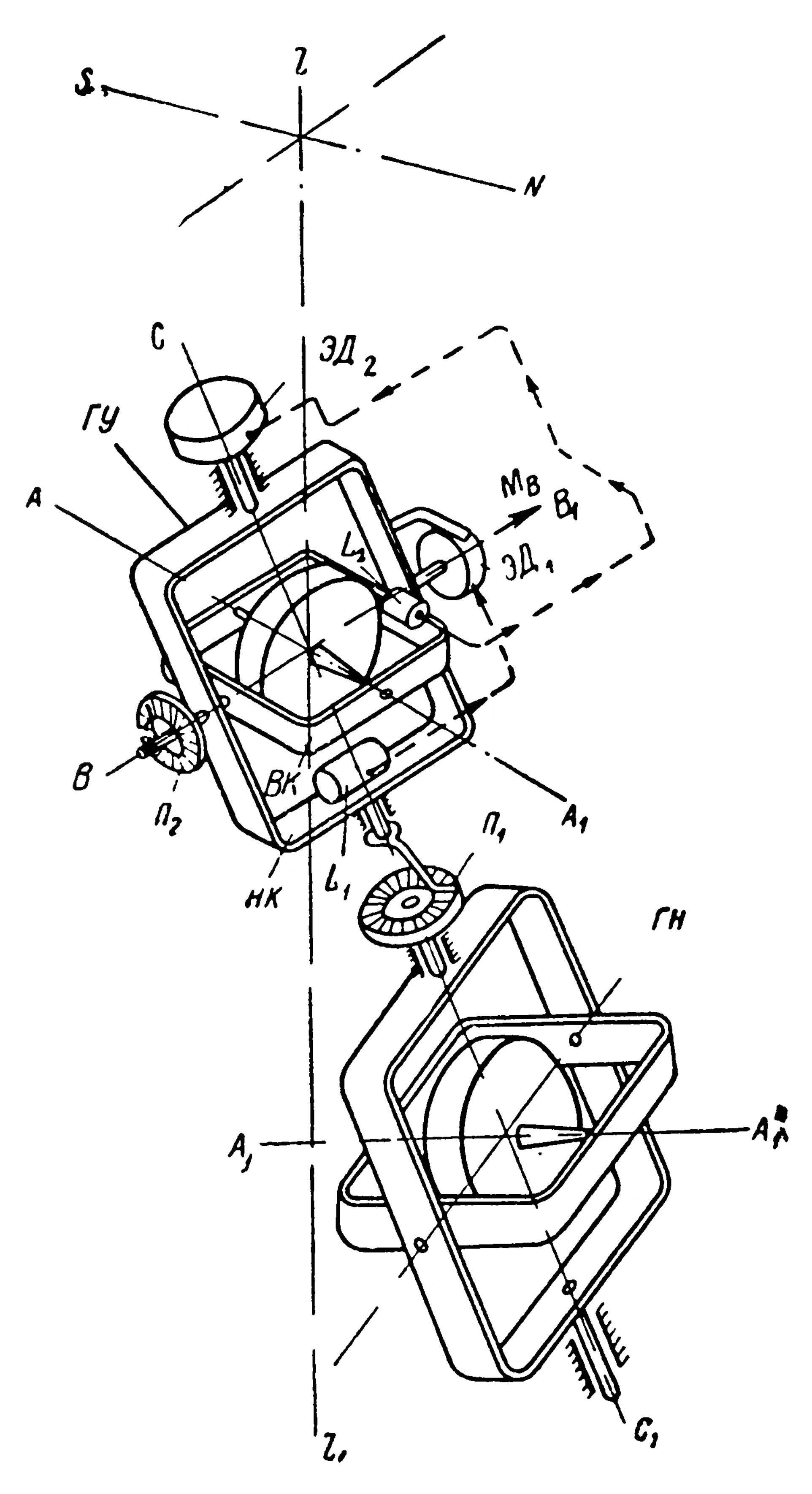


Рис. 104. Принципиальная схема устройства гироскопического инклинометра



Рис. 105. Общий вид гироскопического инклинометра

электродвигатель $ЭД_2$. Последний в этом случае создаст момент относительно оси CC_1, что и заставит гироскоп *ГУ*, прецессируя вокруг оси BB_1, прийти к совмещению осью AA_1 с плоскостью горизонта.

Так как ось CC_1 подвеса наружного кольца *НК* совмещена с осью скважины, а ось AA_1 гироскопа — с плоскостью ее искривле-

ния, то по углу между плоскостями наружного *НК* и внутреннего *ВК* колец гироскопа и можно судить об угле β (рис. 103) наклона скважины к плоскости горизонта. Что касается значения угла β, то его величина будет сниматься непосредственно с потенциометра $П_2$, установленного по внутренней оси $ВВ_1$ подвеса гироскопа *ГУ*. Такова в принципе схема работы гироскопического инклинометра, конструкция измерительной части которого показана на рис. 105.

Благодаря замене магнитной стрелки и маятника гироскопами, описанный инклинометр не подвержен воздействию магнитных полей и не требует дополнительного времени выдержки перед измерением. Тем самым гироскопический инклинометр позволяет быстро проконтролировать кривизну скважины и автоматически записать изменения углов α и β по всей ее глубине.

§ 37. Гироскопический стабилизатор магнитометра

Наша планета, как известно, представляет собой естественный магнит, в поле которого постоянно находится все живущее на Земле. Основной характеристикой поля этого естественного магнита является вектор его напряженности, совмещенный с вертикальной плоскостью, называемой плоскостью магнитного меридиана.

Так как магнитные полюсы N_m и S_m Земли (рис. 106) не совмещены с ее географическими полюсами N и S, то и плоскости магнитных меридианов не совпадают с географическими. Угол между плоскостями обоих меридианов, называемый углом магнитного склонения, и угол магнитного наклонения, составляемый вектором напряженности магнитного поля с плоскостью горизонта, в каждом пункте земной поверхности различны по величине и направлению. Однако эти величины подчиняются определенной закономерности, согласно которой и составляются магнитные карты. Отклонение величин, характеризующих магнитное поле Земли, от указанной закономерности связано с магнитными аномалиями в данном районе, указывающими, как правило, о залежах в недрах этого района полезных ископаемых.

Для измерения параметров магнитного поля Земли применяются специальные приборы, называемые магнитометрами, состоящими из трех феррозондов *З*, установленных на площадке *П* (рис. 107).

Каждый феррозонд представляет собой пермаллоевый сердечник (рис. 108), в центральной части которого расположена первичная электрообмотка *ПО*, питаемая переменным током напряжения U_1. На концы сердечника *С* намотана вторичная обмотка *ВО*. Магнитный поток, возбуждаемый первичной обмоткой *ПО*, в каждой половинке сердечника *С* имеет взаимно противоположные направления и поэтому не наводит электродвижущей силы во вторичной обмотке *ВО*.

Однако указанный поток за каждый период изменения направления переменного тока в обмотке *ПО* дважды насыщает обе поло-

винки сердечника *С*, изменяя тем самым и магнитную проницаемость последнего. Вследствие периодического изменения магнитной проницаемости магнитное поле Земли будет создавать в сердечнике пульсирующий поток, направленный в обеих половинках сердечника одинаково, благодаря чему во вторичной обмотке *ВО* возникает напряжение U_2. Это напряжение будет максимальным при совмещении продольной оси *ab* сердечника *С* с направлением вектора напряженности магнитного поля Земли и равным нулю при перпендикулярном положении между указанными направлениями.

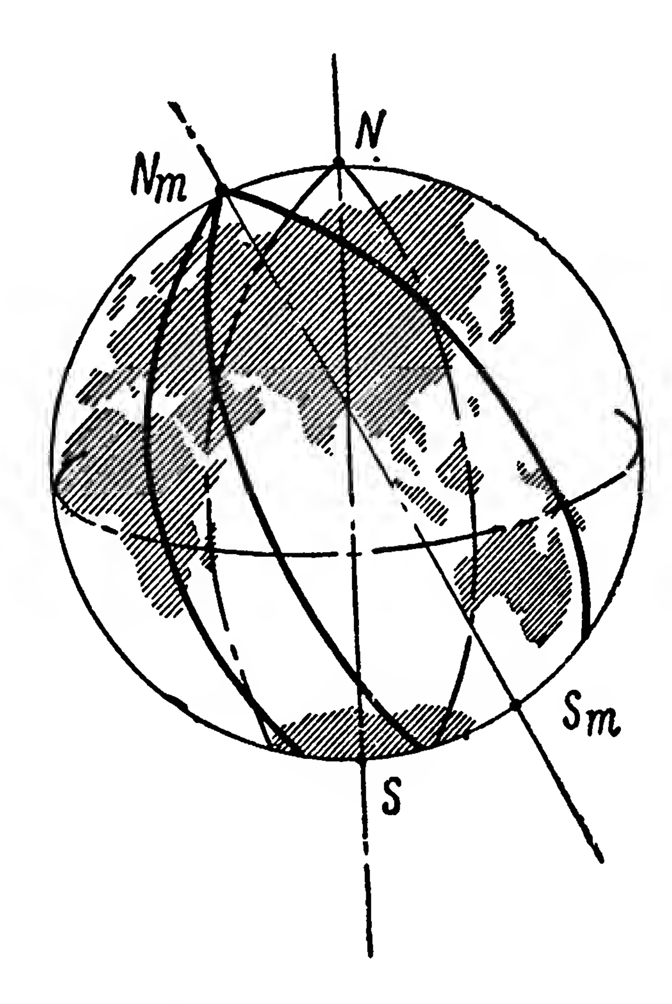


Рис. 106. Положение магнитных меридианов на земной поверхности

Основной феррозонд, установленный на площадке *П* (рис. 107) перпендикулярно, предназначен для измерения полного вектора напряженности. Два других дополнительных феррозонда, расположенные взаимно-перпендикулярно и перпендикулярно основному феррозонду, измеряют соответствующие составляющие в том случае, если ось основного зонда не совмещена с полным вектором напряженности магнитного поля.

Таким образом, электрические сигналы, поступающие с дополнительных зондов, показывают, что ось основного зонда не совмещена с вектором напряженности магнитного поля. Поворачивая

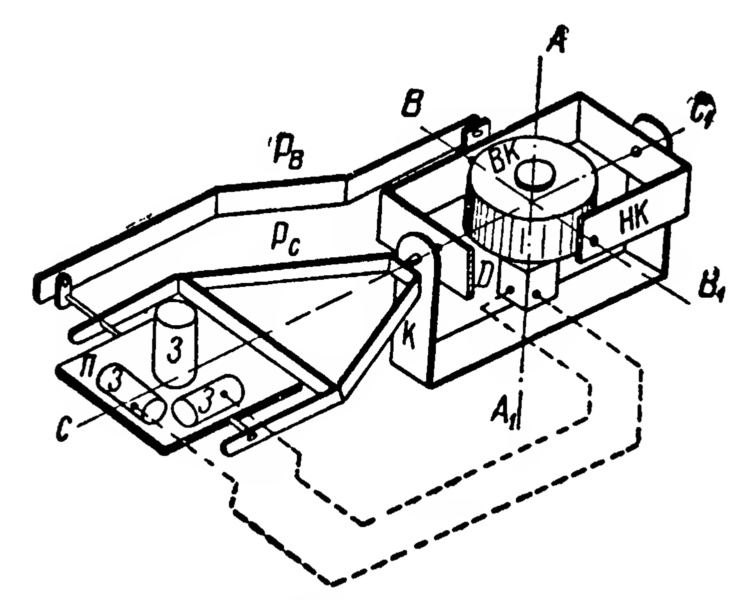


Рис. 107. Схема гироскопического стабилизатора магнитометра

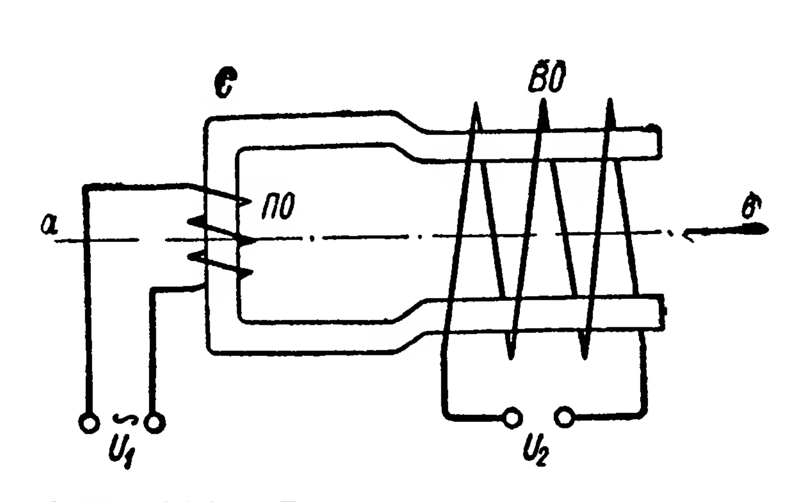


Рис. 108. Принципиальная схема устройства феррозонда

в этом случае площадку *П* относительно плоскости горизонта, добиваются отсутствия сигналов дополнительных зондов и тем самым совмещения оси основного зонда с вектором напряженности магнитного поля Земли. Указанное ориентирование площадки *П* несложно выполнить на неподвижном относительно Земли основа-

нии. Однако геологические изыскания в заданном районе при таком методе измерения будут продолжаться весьма долго, так как потребуется много времени для транспортировки прибора от одной выбранной точки измерения до другой.

Время геологического исследования района можно значительно сократить, устанавливая магнитометр на самолете. Но для этого необходимо, чтобы площадка *П* сохраняла неизменно перпендикулярное положение по отношению к направлению вектора напряженности магнитного поля Земли. Стабилизация этого положения и осуществляется с помощью гироскопа, ротор которого вращается вокруг оси AA_1, в гирокамере *ВК*. Гирокамера, как и в обычном гироскопе с тремя степенями свободы, монтируется по оси BB_1 в наружном кольце подвеса *НК*, которое по оси CC_1 устанавливается в корпусе *К* прибора. С помощью рычагов P_C и P_B площадка *П* так связана соответственно с наружным кольцом *НК* и камерой *ВК* гироскопа, что его главная ось AA_1 всегда остается параллельной продольной оси основного феррозонда.

Сигналы, снимаемые с дополнительных зондов, поступают на устройство *D*, смонтированное на гирокамере *ВК*, с помощью которого создают воздействующие на гироскоп внешние моменты аналогично тому, как это было рассмотрено в § 29 (рис. 88). Только управление устройствами, создающими внешние моменты, осуществляется теперь не маятниками, а непосредственно дополнительными феррозондами *З* (рис. 107).

Как только ось основного зонда отклонится от вектора напряженности магнитного поля, так сразу же сигналы, снимаемые с дополнительных феррозондов, поступят на устройство *D*, которое и создаст внешние моменты. Действие последних на гироскоп будет вызывать его прецессионное движение в таком направлении, в результате которого ось AA_1, а следовательно, и ось основного зонда придут к совмещению с вектором напряженности магнитного поля Земли. В этот момент сигналы, снимаемые с дополнительных зондов, станут равными нулю, и прецессия гироскопа прекратится. Как видим, гироскопический стабилизатор обеспечивает непрерывное совмещение своей главной оси AA_1, а вместе с ней и продольной оси основного феррозонда магнитометра, с вектором напряженности магнитного поля. По отклонениям этого вектора от направления, зафиксированного на магнитных картах, и определяют наличие в недрах Земли данного района залежей полезных ископаемых.

§ 38. Маркшейдерский гирокомпас

Использование гироскопа в горном деле не ограничивается приведенными примерами. В настоящее время он получает все большее распространение и при маркшейдерских работах, проводимых с целью согласования направлений подземных разработок с рельефом местности и размещением сооружений на поверхности земли.

Представим себе, что в шахте на определенной глубине должен быть прорыт коридор в направлении *OA* (рис. 109), составляющем определенный угол с меридианом *NS* данного пункта земной поверхности. Если в шахте положение плоскости меридиана будет определено неточно, то, естественно, и разработка коридора может быть произведена не по заданному азимуту *OA*, а по иному, неправильному направлению *OB*. Указанная ошибка приведет не только к непроизводительным затратам (разработка породы в этом случае

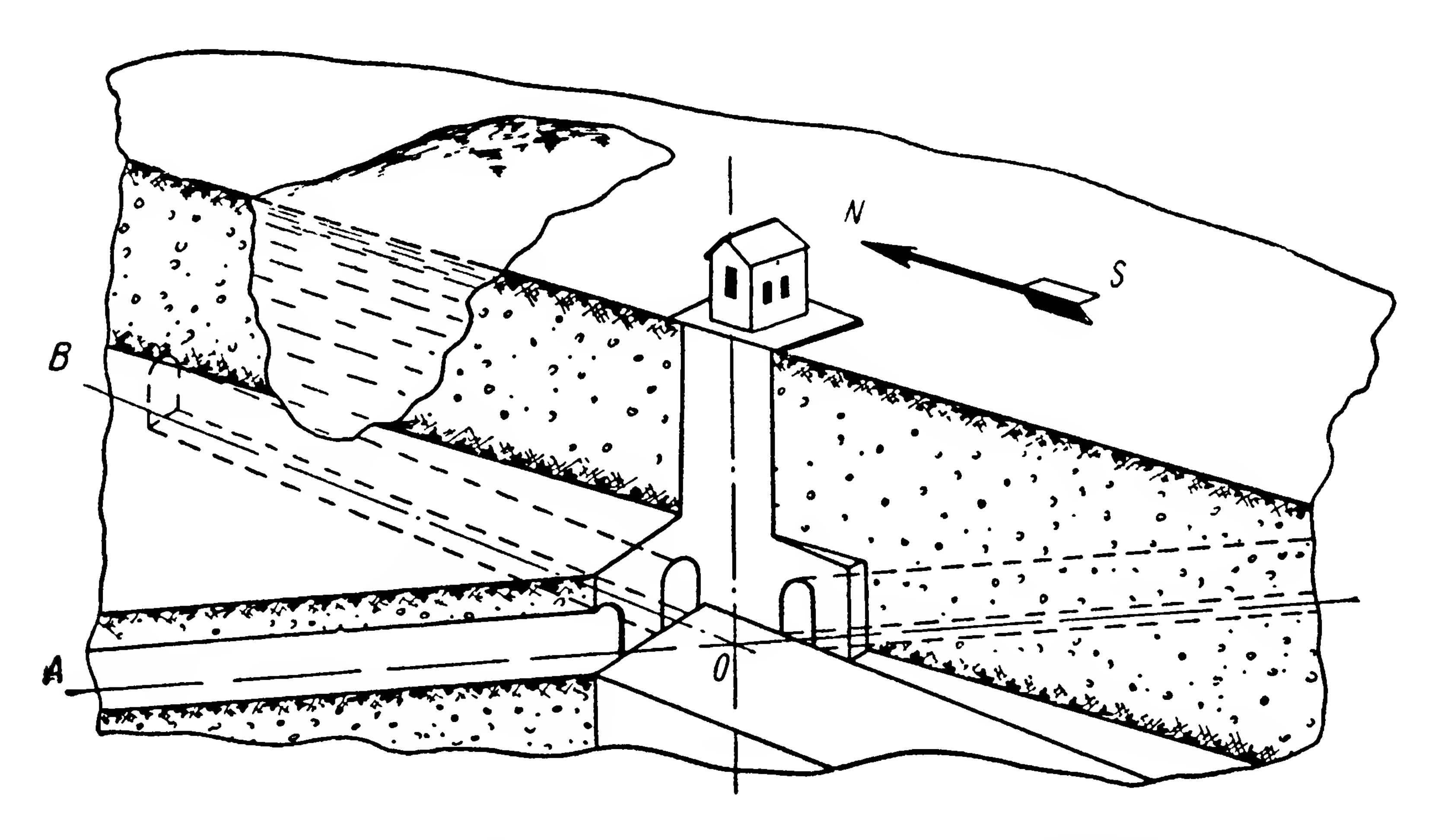


Рис. 109. Схема шахтных подземных разработок

может пройти вообще мимо пластов, содержащих полезные ископаемые), но подчас и к авариям в шахте.

Действительно, если, например, в данном районе находится озеро, то, как это показано на схеме, при производстве выработки в ошибочном направлении *OB* можно так близко подойти к дну озера, что кровля шахты не выдержит веса воды и разрушится; вода хлынет в выработку и зальет подземные сооружения шахты. Вот почему к точности определения азимутальных направлений под землей предъявляются очень высокие требования.

Долгое время перенос направления *NS* с земной поверхности на дно шахты производился простым геометрическим способом. На поверхности земли над входным отверстием ствола шахты устанавливали стержень строго в направлении *NS*. К концам этого стержня на максимально возможном удалении друг от друга, обусловливаемом диаметром входного отверстия ствола шахты, закреплялись два проволочных отвеса с тяжелыми грузами на концах. Эти отвесы опускались на всю глубину шахты, и на ее дне фиксировались точки местоположения грузов обоих отвесов. Соединяя две эти точки прямой линией, получали на дне шахты направление меридиана.

Точность описанного метода определения направления меридиана в шахте резко уменьшалась с увеличением ее глубины. Вот почему в современных условиях, когда горные работы по прокладыванию новых шахт распространяются все на более низкие горизонты, геометрический метод азимутального направления в шахте не обеспечивал необходимую точность. Кроме того, он требовал значительного времени для выполнения всех операций по определению направления меридиана на дне шахты и тормозил работу шахты.

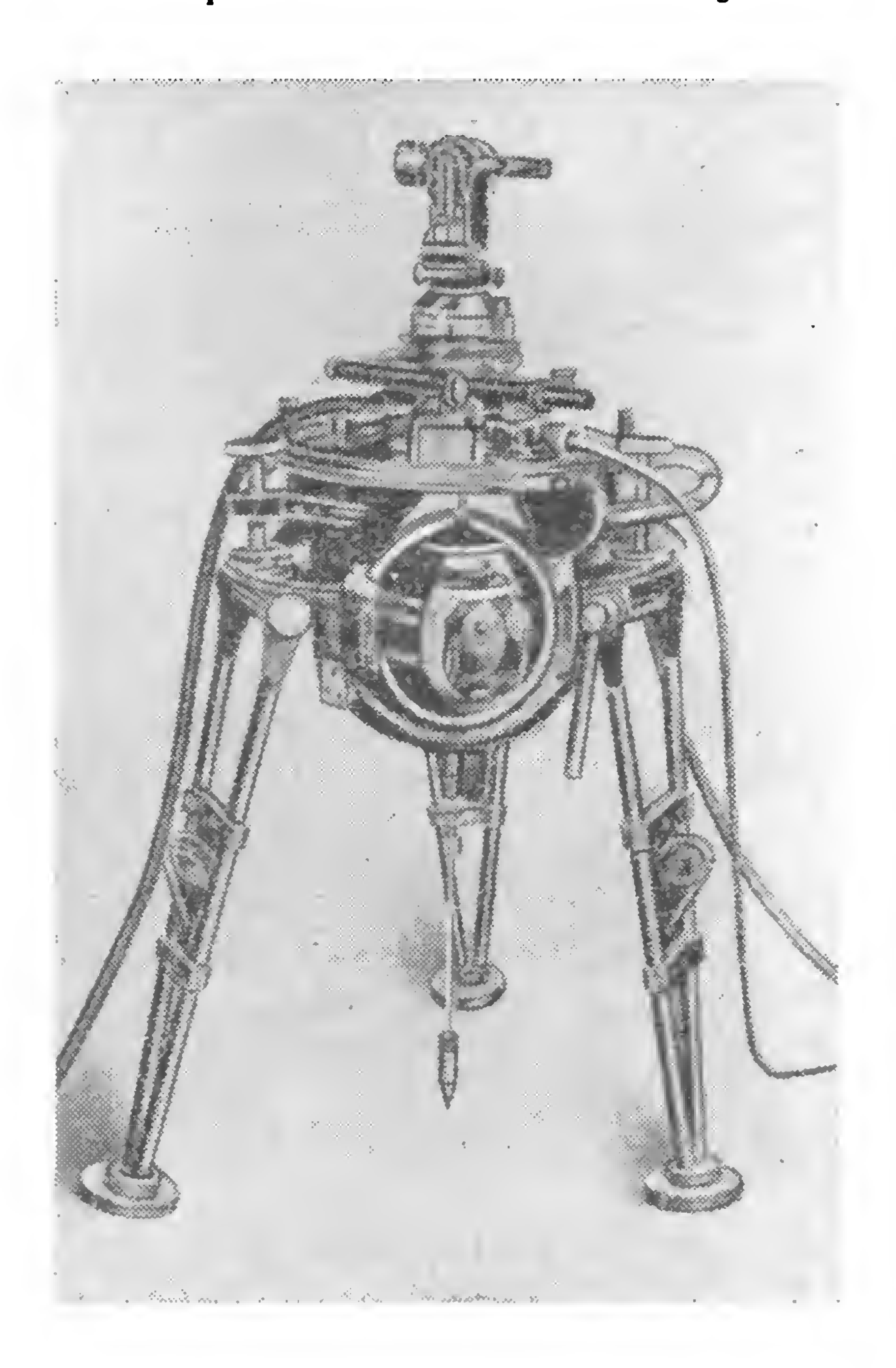


Рис. 110. Маркшейдерский гирокомпас

Указанные недостатки геометрического метода определения азимутальных направлений в шахте заставили маршкейдеров уже на первом своем всероссийском съезде в 1913 г. поставить вопрос об использовании для целей ориентирования шахт гироскопического компаса. Однако осуществление этой идеи было не под силу промышленности царской России. Только при Советсксй власти были созданы отечественные образцы маркшейдерских гирокомпасов, показавшие высокую точность при работе в шахтах.

В основе маркшейдерского гироскопического компаса лежит тот же принцип, что и у морского гирокомпаса,однако конструктивно он выполнен в значительно меньших габаритах. Кроме того, в маркшейдерских гирокомпасах широкое распространение получили гироскопические устройства, выполненные по схеме гирокомпаса Фуко. Основание маркшейдерского компаса выполнено в виде треноги (рис. 110). снабженной отвесом для фиксирования на площадке местоположения точки подвеса гироскопа. Наружное кольцо гирокомпаса имеет шкалу, по которой производится определение направления плоскости меридиана. Для большего удобства пользования на гирокомпасе смонтирована оптическая труба для определения азимутальных углов, составляемых направлениями тех или иных выработок в шахте с плоскостью географического меридиана.

Описанная конструкция маркшейдерского компаса удобна для переноски в шахте и не требует остановки ее работы на время определения направления плоскости географического меридиана.

ГЛАВА VIII

ГИРОСКОП В ВОЕННОМ ДЕЛЕ

§ 39. Увеличение дальности и точности стрельбы

История войн убедительно показывает, что на протяжении всех времен существования человечества каждая воюющая сторона стремилась нанести противнику как можно бо́льшие потери на максимально возможном удалении от своих жизненных центров. С этой целью люди еще в глубокой древности стали применять пращу, позволявшую забрасывать в стан противника на расстоянии 80—100 *м* камни, являвшиеся первым прототипом боевого снаряда. Затем появились стрелы, копья и дротики, которые не только увеличили дальность стрельбы (до 150 *м*), но и повысили точность попадания снаряда в выбранную цель.

В дальнейшем создаются балласты, катапульты, бриколи и подобные им метательные машины, увеличившие дальность стрельбы до 180—200 *м*. Появившиеся в XIII в. первые образцы гладкоствольного огнестрельного оружия — арматы и пищали — позволили увеличить дальность действия боевого оружия до 300 *м*.

К началу XVIII столетия дальность ружейного огня достигает уже 600 *м*. Примерно в этот же период начинают появляться первые пушки, зарождается гладкоствольная артиллерия. Если в первое время дистанция боевого огня гладкоствольной артиллерии не превышала полтора километра, то уже к середине XVIII в. она достигает двух, а концу того же столетия и двух с половиной километров.

В середине XVIII столетия появляются первые нарезные орудия, которые резко повысили точность ведения огня и сразу же увеличили дальность его действия до 3,5 *км*. Не прошло и половины столетия, как дальность артиллерийского огня стала измеряться семью, а позже, к концу XIX в., когда начали появляться стальные орудия, даже и десятью километрами.

Вначале XX столетия нашим соотечественником Н. А. Забудским была создана опытная дальнобойная пушка, стрелявшая на дистанцию до 60 *км*. Несколько позже, в первую мировую войну, появляется немецкая пушка «большая Берта», дальность огня ко-

торой достигала 120 *км*. В двадцатых годах текущего столетия создана советская дальнобойная пушка, обеспечившая стрельбу на дистанцию до 160 *км* и, наконец, в период второй мировой войны появляется ракетное оружие, которое позволило стрелять по противнику на расстоянии до 480 *км*.

Одним из основных факторов, оказавшим непосредственное влияние на указанное увеличение дальности боевого огня (рис. 111), явилось использование в военном деле гироскопических свойства быстро вращающихся тел.

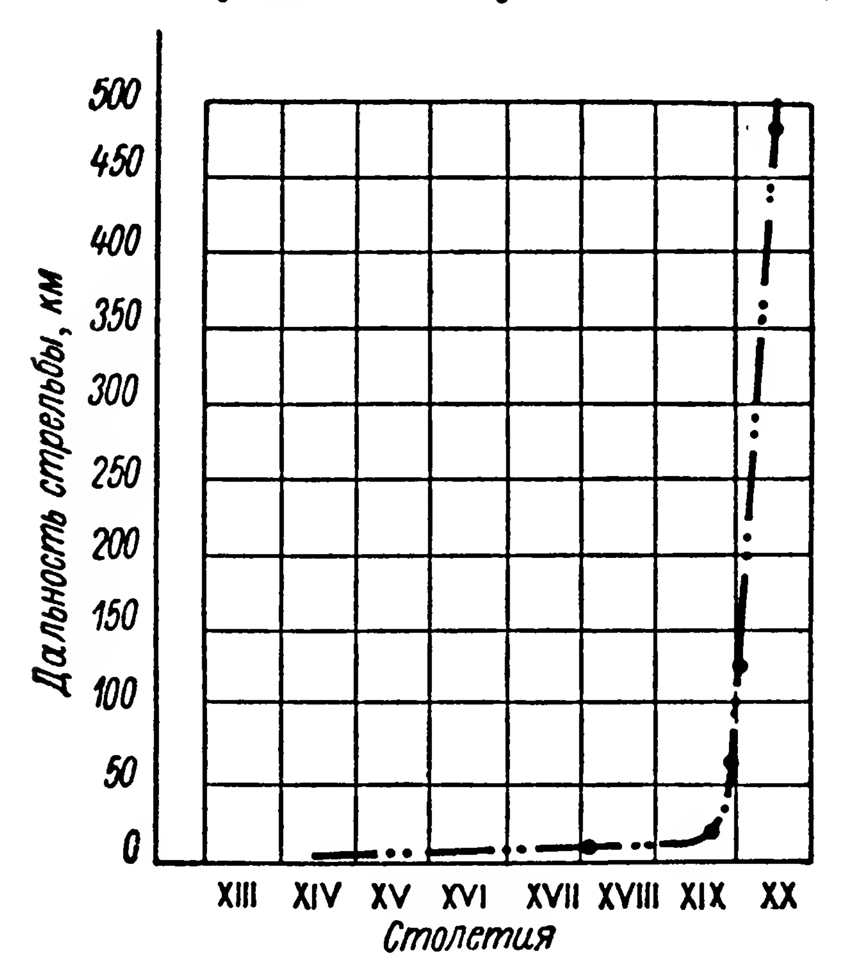


Рис. 111. Диаграмма роста дальности стрельбы

§ 40. Артиллерийский снаряд-волчок

В те времена когда для артиллерийской стрельбы использовались еще гладкоствольные пушки, снаряд покидал орудие, имея только поступательную скорость v_0 (рис. 112, *а*). Его продольная ось в данном случае ничем не стабилизировалась. Поэтому в процессе полета такой снаряд, встречая сопротивление воздуха, принимал самые произвольные положения, как бы кувыркаясь в полете. Часто при этом снаряд ударялся о цель боковой поверхностью или донной частью и не разрывался. Все это, естественно, снижало результат стрельбы, или, как говорят, действительность артиллерийского огня, уменьшая его точность и резко сокращая дальность полета снаряда.

Указанные недостатки удалось устранить только после появления нарезной артиллерии. Благодаря винтовым нарезам в канале ствола, снаряд покидал такое орудие, обладая не только поступательным движением со скоростью v_0, но и вращением с угловой скоростью Ω вокруг своей продольной оси AA_1 (рис. 112, *б*). Вращаясь вокруг оси AA_1 с угловой скоростью Ω, снаряд, обладающий относительно этой оси моментом инерции J, развивал кинетический момент $J\Omega$, превращаясь в своеобразный быстро вращающийся волчок (сравни с рис. 6).

Такой снаряд-волчок, в силу присущих ему гироскопических свойств, стремился сохранить направление своей главной оси неизменным в пространстве. Поэтому если бы стрельба вращающимся снарядом производилась в безвоздушном пространстве, то его ось перемещалась бы все время параллельно самой себе. Однако в действительности снаряду приходится двигаться в воздухе, испытывая

на себе его сопротивление. Опыты показывают, что равнодействующая R (рис. 113) сил сопротивления воздушной среды приложена к снаряду в точке d, расположенной ближе к его носовой части по отношению к центру тяжести O снаряда. Как только вследствие тех или иных причин продольная ось ox снаряда отклонится от касательной NL к траектории движения его центра тяжести, так сразу же сила R создаст относительно последнего некоторый момент.

Рассмотрим поведение снаряда-волчка под воздействием этого момента. Предположим, что продольная ось ox снаряда отклонилась в плоскости стрельбы XOZ от направления движения NL на некоторый угол $-\beta$ (рис. 113, *а*). Сила R в этом случае создаст момент M_1, стремящийся повернуть снаряд вокруг его оси oy и тем самым увеличить угол $-\beta$.

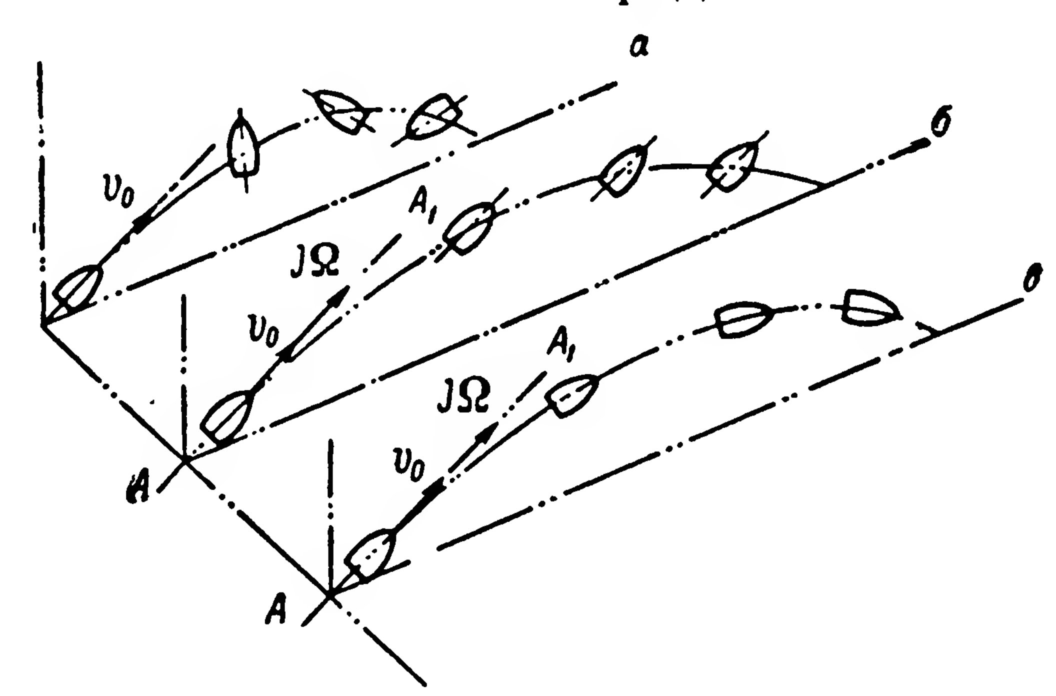


Рис. 112. Схема полета снаряда, рыстреленного из гладкоствольного и нарезного орудий

Но, благодаря своему вращению с угловой скоростью Ω, снаряд-волчок не будет двигаться в направлении момента M_1. Подчиняясь закону прецессии, он начнет поворачиваться вокруг оси oz, стремясь совместить вектор кинетического момента $J\Omega$ с вектором внешнего момента M_1. В результате головная часть начнет отклоняться от плоскости стрельбы XOZ в направлении положительной части оси OY.

Однако, как только продольная ось ox снаряда составит с плоскостью стрельбы XOZ некоторый угол $-\alpha$ (рис. 113, *б*), так сразу же сила R начнет создавать момент M_2, действующий на снаряд теперь уже относительно оси oz. Под влиянием момента M_2, стремящегося повернуть снаряд вокруг оси oz в направлении по часовой стрелке, у вращающегося снаряда возникнет прецессионное движение вокруг оси oy, в результате которого его продольная ось ox будет все более и более уходить под плоскость Loy, образуя с ней теперь уже угол $+\beta$.

Наклон оси ox снаряда относительно плоскости Loy на угол $+\beta$ обусловит создание силой R момента M_3, действующего на снаряд опять относительно оси oy (рис. 113, *в*), но теперь уже в направлении, противоположном первоначальному (рис. 113, *а*). Под действием момента M_3 вращающийся снаряд начнет прецессировать, поворачиваясь вокруг оси oz против часовой стрелки. В результате его продольная ось ox будет отклоняться от плоскости стрельбы XOZ теперь уже в направлении от читателя. Последнее отклонение

снаряда породит момент силы R, который будет действовать на снаряд вновь относительно оси oz, но в направлении против часовой стрелки, что и вызовет прецессию снаряда вокруг оси oy. Далее продольная ось ox снаряда вновь начнет подыматься над прямой NL, и весь цикл его колебаний повторится заново.

Прецессируя описанным образом, вращающийся снаряд вследствие наличия у него гироскопического эффекта будет совершать

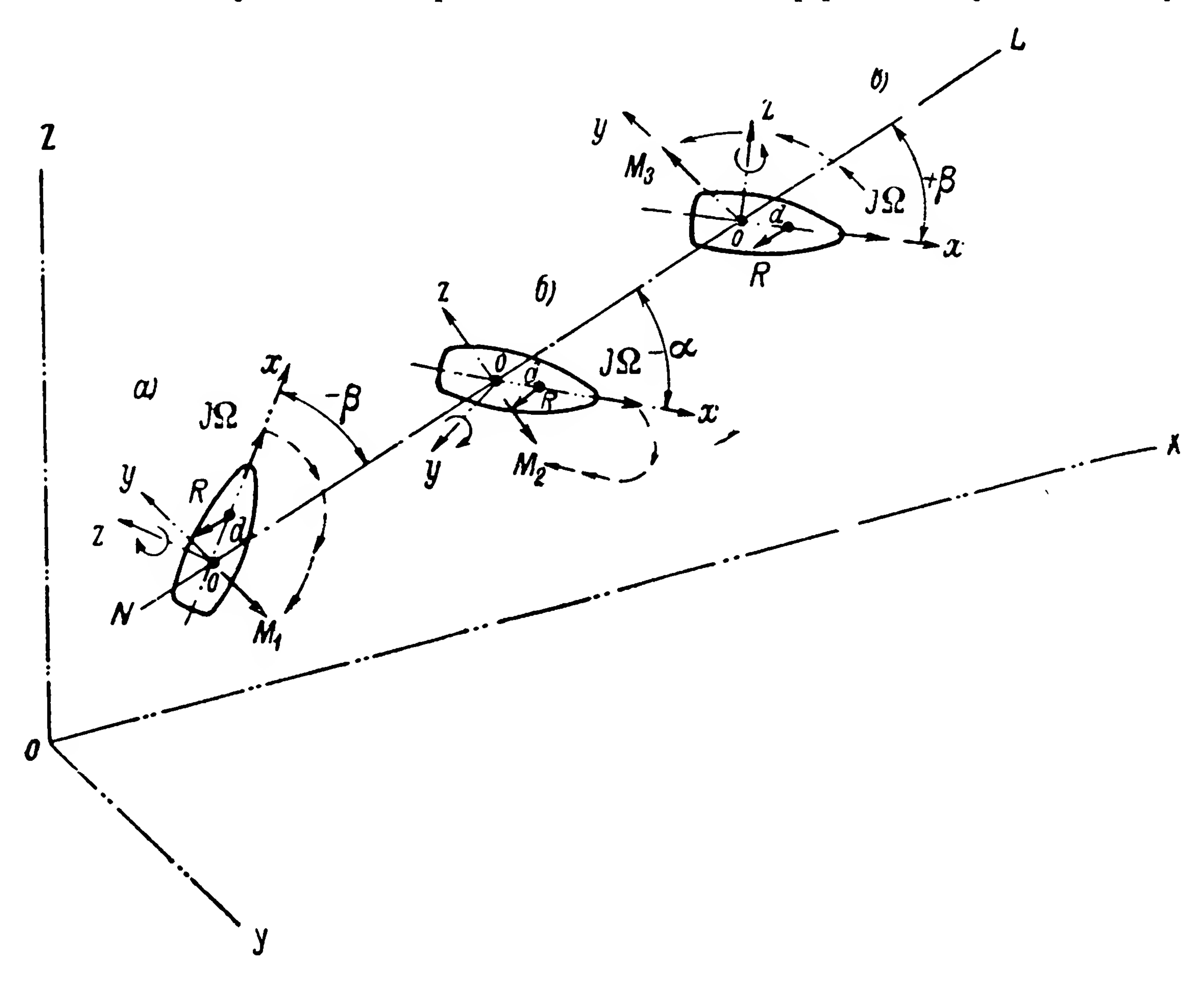


Рис. 113. Схема, объясняющая устойчивость полета вращающегося снаряда

конусообразные движения вокруг касательной к траектории полета его центра тяжести с весьма малым углом при вершине этого конуса. Тем самым будет обеспечиваться устойчивое положение оси вращающегося снаряда в процессе полета (рис. 112, *в*), обусловливающее его движение головной частью вперед на протяжении всей траектории.

Как видим, превращение снаряда во вращающийся волчок позволило артиллеристам стабилизировать его положение относительно траектории полета и тем самым резко повысить точность стрельбы и ее дальность.

§ 41. Гироскопические стабилизаторы артиллерийских орудий

Решая проблему повышения дальности стрельбы, военные специалисты уже многие десятки лет тому назад начали устанавливать артиллерийские орудия на корабли и бронепоезда, а в период пер-

вой мировой войны — на самолеты, танки и бронеавтомобили. Пользуясь указанными подвижными средствами, каждая воюющая сторона стремилась продвинуть орудие как можно ближе к расположению противника, а в некоторых случаях и в глубину его тыловых коммуникаций. Тем самым увеличивалась общая дальность стрельбы из орудия.

В условиях боя подвижные платформы (корабли, самолеты, танки, бронепоезда и бронеавтомобили) обеих воюющих сторон

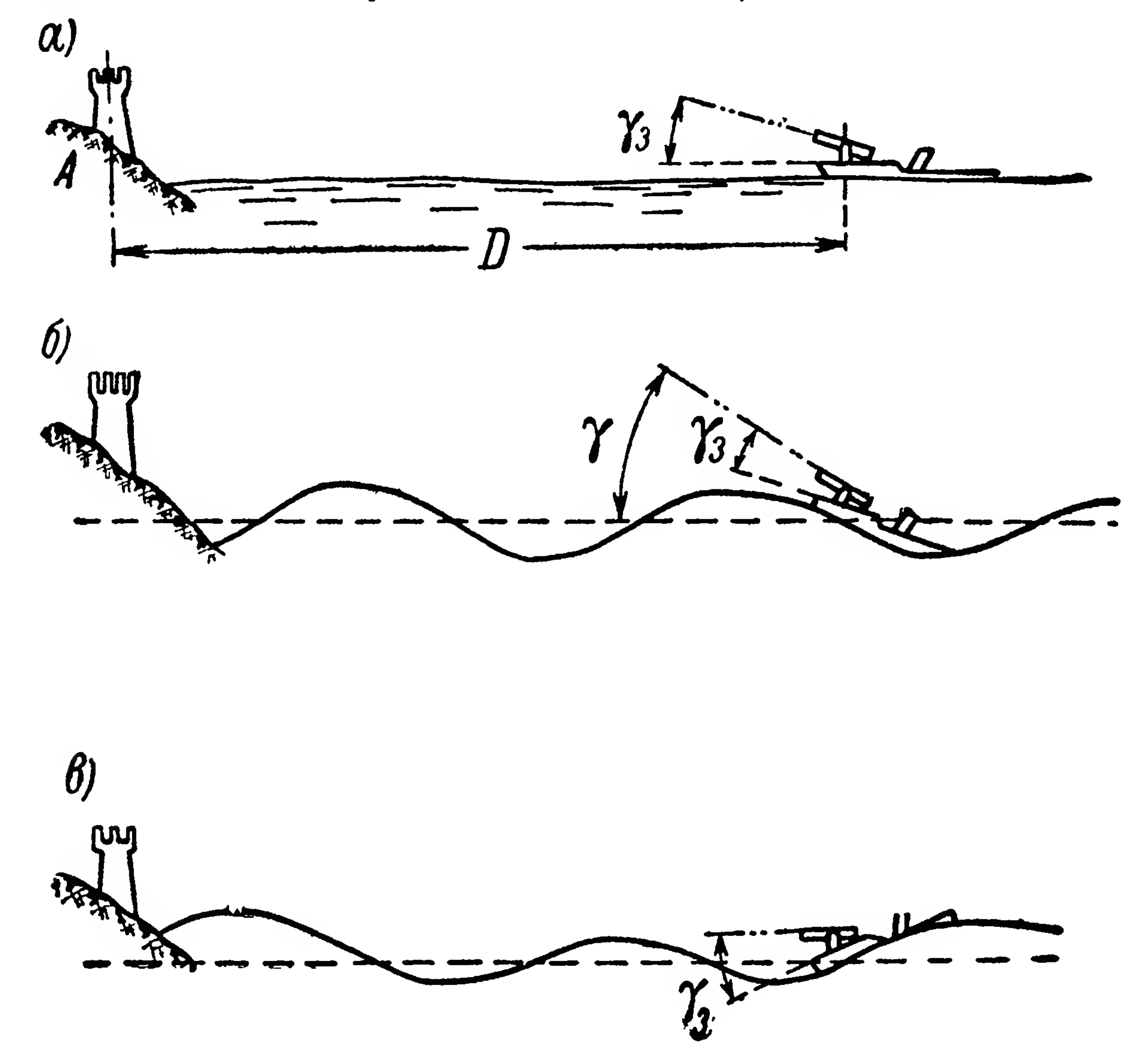


Рис. 114. Схема, объясняющая ошибки в наведении орудия, порождаемые качкой подвижной платформы

вынуждены были открывать огонь, находясь в движении. При этом вследствие непрерывных колебаний движущихся платформ значительно усложнялась наводка орудия на выбранную цель и резко снижалась точность артиллерийской стрельбы.

Дело в том, что для поражения снарядом выбранной цели *A* (рис. 114, *а*), отстоящей от орудия на дистанции *D*, ему должен быть придан над плоскостью горизонта вполне определенный угол возвышения $\gamma_з$. Это условие нетрудно выполнить при неподвижной платформе, например, в том случае, когда корабль находится в море в штилевую погоду. Заданный угол возвышения $\gamma_з$ может быть в этих условиях придан орудию непосредственно по отношению к неподвижной палубе корабля. Но при волнении на море, когда корабль, а вместе с ним и орудие непрерывно изменяет свое положение относительно плоскости горизонта, производство выстрела при требуемом угле возвышения сопряжено с преодолением значительных трудностей.

Как показано на схеме, в каждое новое мгновение ось канала ствола орудия будет занимать по отношению к плоскости горизонта все новые и новые положения. Угол возвышения $\gamma_з$ будет при этом принимать то большие (рис. 114, *б*), то меньшие (рис. 114, *в*) значения по сравнению с заданной величиной.

Чтобы в какой-то мере парализовать вредные влияния качки на точность стрельбы из движущегося орудия, наводчику прихо-

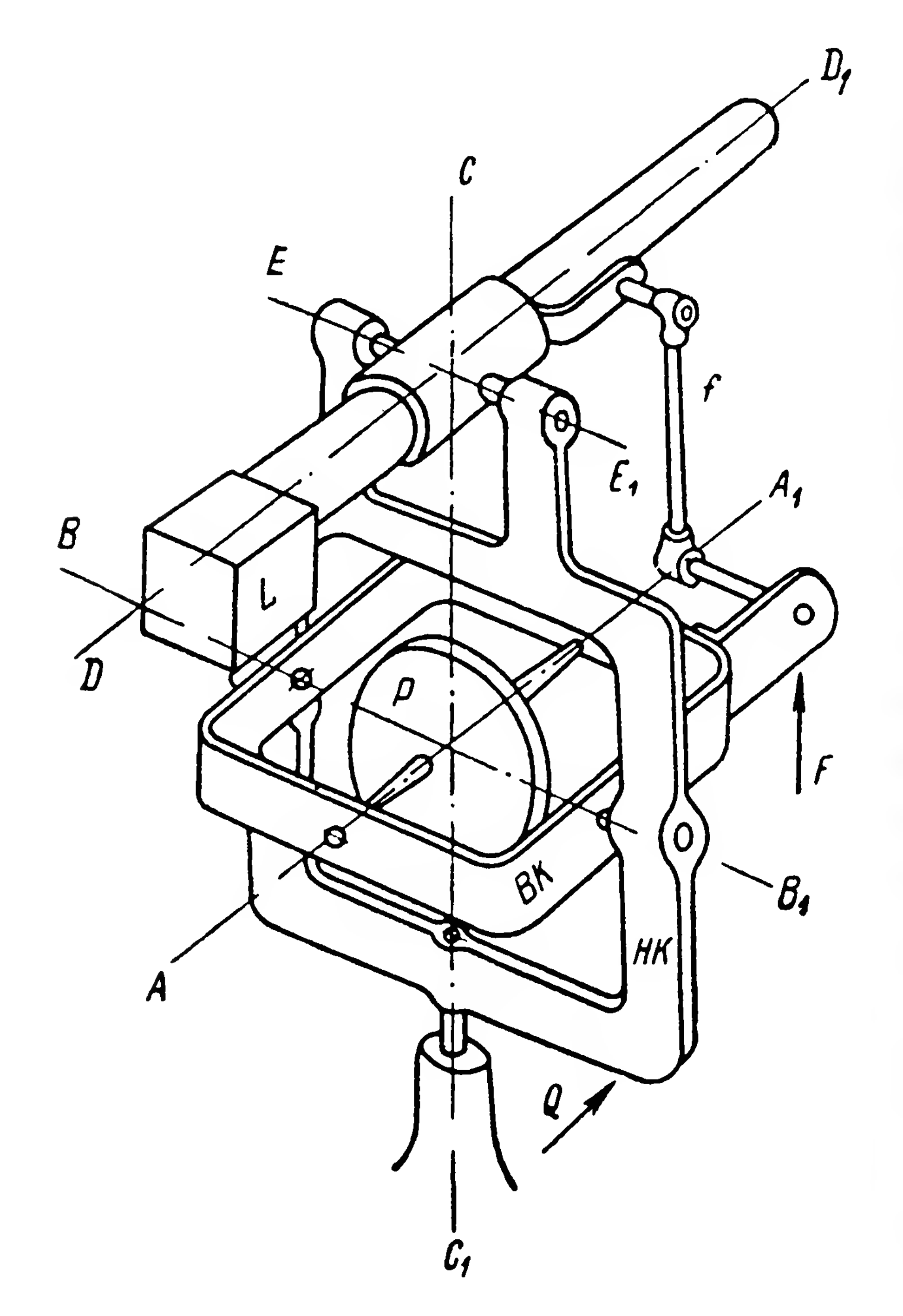


Рис. 115. Схема гироскопического стабилизатора артиллерийского орудия (см. П. П. Шиловский, 1922, стр. 31)

Рис. 116. Модель гироскопического стабилизатора орудия

вится, непрерывно работая механизмами наведения, все время подорачивать орудие относительно палубы корабля в направлении, противоположном его наклону. Однако такой метод наведения подвижного орудия на цель, требующий от наводчика большой затраты мускульной энергии, далеко не разрешает возникших затруднений, так как процент попадания снарядов в выбранную цель остается при этом очень и очень малым.

В XIX столетии делаются первые попытки использовать гироскоп для удержания артиллерийского орудия в заданном направлении вне зависимости от колебаний платформы, на которой оно установлено.

Одним из вариантов гироскопического стабилизатора артиллерийского орудия является предложенная П. П. Шиловским конструкция, связывающая между собой гироскоп с тремя степенями свободы и легкую пушку (рис. 115). Как видно из схемы, орудие L связано цапфами с наружным кардановым кольцом HK и с помощью тяги f с внутренним кардановым кольцом BK гироскопа. Поэтому при сообщении ротору P гироскопа вращения вокруг оси AA_1 последняя, а вместе с ней и параллельно расположенная ось DD_1 канала ствола орудия остаются неподвижными в пространстве и, следовательно, уже не участвуют в колебаниях платформы.

Для наведения орудия использовалось прецессионное движение гироскопа. Воздействуя усилием F на внутреннее кольцо BK, создавали прецессию гироскопа, а вместе с ним и поворот орудия в азимуте вокруг оси CC_1. При воздействии усилием Q на наружное HK кольцо гироскопа вызывали прецессию последнего вокруг оси BB_1 и тем самым поворот орудия вокруг оси его цапф EE_1. Несколько видоизмененная модель описанного гироскопического стабилизатора артиллерийского орудия показана на рис. 116. Для стабилизации даже легких орудий нужны мощные гироскопические устройства, габариты которых в некоторых случаях превосходят размеры самого орудия. С целью уменьшения габаритов гироскопического устройства в системах стабилизации артиллерийских орудий стали применять специальные серводвигатели. Гироскоп в этом случае использовался только для управления последними, а не всего орудия, так же как в успокоителях качки корабля с управляющим гироскопом или в автопилотах. Примером указанного способа стабилизации артиллерийских орудий является гироскопический стабилизатор танковой пушки, устанавливавшийся в годы второй мировой войны на американских танках.

§ 42. Гироскопический стабилизатор танковой пушки

В отличие от рассмотренной выше схемы гироскопического стабилизатора в настоящей системе гироскоп не связан непосредственно с орудием. Собранное в специальной коробке *ГК* гироскопическое устройство монтируется на кронштейне маски (рис. 117) и служит лишь для измерения отклонений орудия от заданного направления.

При наклонах башни танка относительно горизонтальной плоскости, порождаемых колебаниями его корпуса во время движения по местности, гироскопическое устройство *ГК* будет фиксировать углы отклонения орудия от заданного направления. При этом оно замкнет соответствующие электрические контакты и подаст управляющий ток в золотниковый распределитель *ЗР* масляного насоса *МН*. Золотниковый распределитель откроет доступ масла по одной из соединяющих трубок *СТ* в поршневой стабилизирующий двигатель *ПД*, шток *Ш* которого соединен с телом орудия.

Поступающее в двигатель *ПД* из насоса *МН* масло заставит поршень двигателя переместится в его корпусе и повернуть тем самым орудие относительно танковой башни вокруг оси его цапф OO_1. Включая золотниковый распределитель *ЗР* таким образом, чтобы орудие поворачивалось вокруг оси цапф OO_1 в направлении, обратном наклону танка, обеспечивают требуемую стабилизацию его ору-

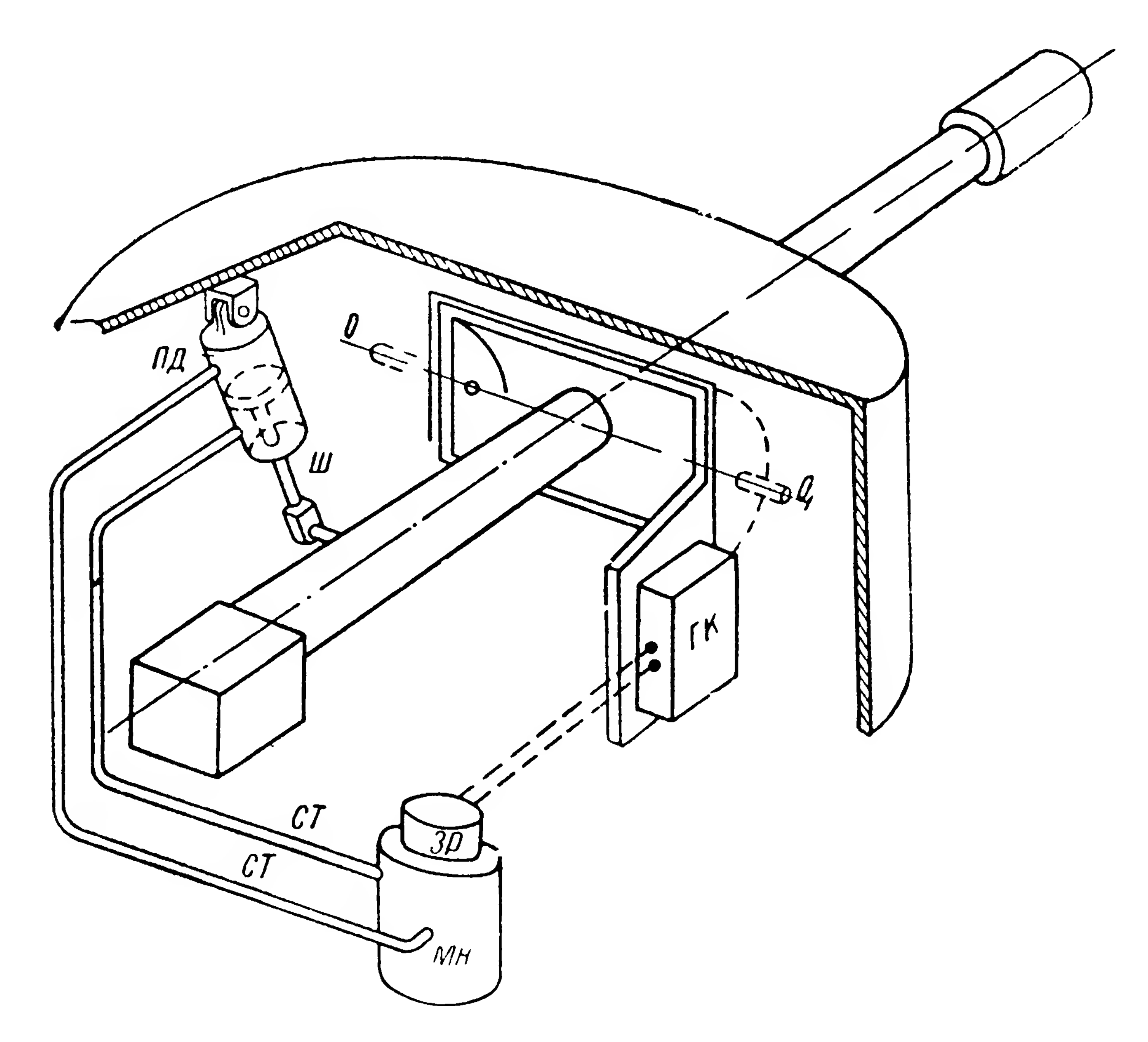


Рис. 117. Схема гироскопического стабилизатора американской танковой пушки[1]

дия под определенным углом к плоскости горизонта. Нетрудно заметить, что использование стабилизирующего двигателя в системе стабилизации позволяет значительно уменьшить габариты гироскопического устройства.

Чтобы повысить точность стабилизации орудия, гироскопическое устройство выполняют из двух гироскопов $Г_1$ и $Г_2$ (рис. 118). Первый гироскоп $Г_1$ имеет три степени свободы. На его наружном кардановом кольце *НК*, выполненном в виде своеобразной крестовины, установлены управляющие электрические контакты *ЭК*, включающие ток в золотниковый распределитель масляного насоса, При отклонении орудия от заданного направления изменяет свое положение относительно плоскости горизонта и основание коробки

[1] Hanna C. K. Lynn L. B. Gyroscope stabilizer for Tanc Guns. Electrical Engineering, 63, 10, 1946.

гироскопов $KГ$. Гироскоп $Г_1$, сохраняя неизменным свое положение в пространстве, повернется относительно основания $KГ$ и тем самым переместит электрические пластинчатые контакты $ЭK$ по отношению к рычагу P.

С увеличением угла отклонения орудия от заданного направления растет угол поворота гироскопа $Г_1$ в коробке $KГ$ и количество контактных пластин $ЭK$, включаемых в электрическую цепь рычагом P, а также величина тока, подаваемого в золотниковый распределитель $ЗP$ масляного насоса MH (рис. 117). Благодаря этому масло из насоса будет подаваться в стабилизирующий двигатель $ПД$ в большем количестве, что и обеспечит поворот орудия вокруг оси его цапф с более высокой скоростью.

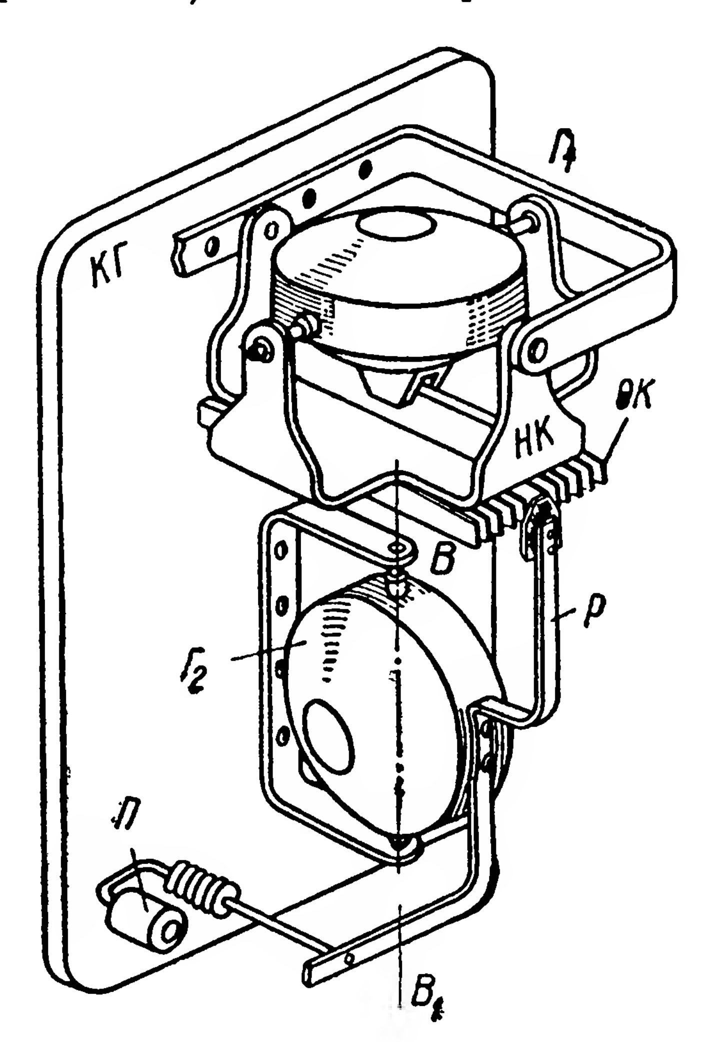


Рис. 118. Схема гироскопического узла стабилизатора американской танковой пушки

Как видно из схемы (рис. 118), рычаг P укреплен не на основании коробки гироскопов $KГ$, а на гирокамере второго гироскопа $Г_2$, обладающего двумя степенями свободы. Удерживание гироскопа $Г_2$ в нулевом положении относительно основания $KГ$ осуществляется спиральной пружиной $П$, аналогично тому, как это было выполнено в гироскопическом тахометре (рис. 75). Поэтому, как только возникнет угловая скорость поворота орудия относительно плоскости горизонта, гироскоп $Г_2$, работая как гиротахометр, поворачивается вокруг своей внутренней оси подвеса BB_1 и смещает тем самым рычаг P с его нулевого положения. Управляющие контакты $ЭK$ включают ток в золотниковый распределитель, чем и обеспечивается воздействие стабилизирующего двигателя $ПД$ (рис. 117) на орудие в самом начале его отклонения, когда величина угла отклонения еще весьма мала. Гироскоп $Г_2$ как бы упреждает появление отклонений орудия от заданного направления, обеспечивая более высокую точность его стабилизации.

§ 43. Гироскопический стабилизатор линии прицеливания

Для повышения действительности артиллерийского огня при стрельбе с качающейся платформы не обязательно стабилизировать тело орудия. Достаточно застабилизировать только прицельное устройство, которым оборудовано каждое артиллерийское орудие.

Гироскопический стабилизатор прицела состоит из гироскопа с тремя степенями свободы, главная ось AA_1 которого расположена

вертикально (рис. 119). Ось подвеса наружного карданового кольца *НК* выходит за пределы корпуса *К* и на одном своем конце жестко соединена с оптическим прицелом *П*. Кроме того, на наружном кольце подвеса *НК* смонтирован кронштейн, несущий на себе контакт *ЭК* электрического управления производством выстрела. Второй контакт установлен непосредственно на корпусе *К* прибора.

Устанавливая корпус *К* описанного прибора на орудии, получают возможность при сообщении ротору гироскопа вращения вокруг оси AA_1 осуществлять стабилизацию прицела относительно плоскости горизонта. Какие бы наклоны относительно указанной плоскости ни принимала в этом случае подвижная платформа, а вместе с ней и ствол орудия (рис. 120,*а*), прицел, застабилизированный гироскопом, будет сохранять неизменное положение. При этом выстрел произойдет автоматически только в тот момент (рис. 120, *б*), когда электрические управляющие контакты *ЭК* будут замкнуты. Именно в это мгновение управляющие контакты подадут электрический ток на запальное устройство орудия, под воздействием которого и произойдет воспламенение порохового заряда.

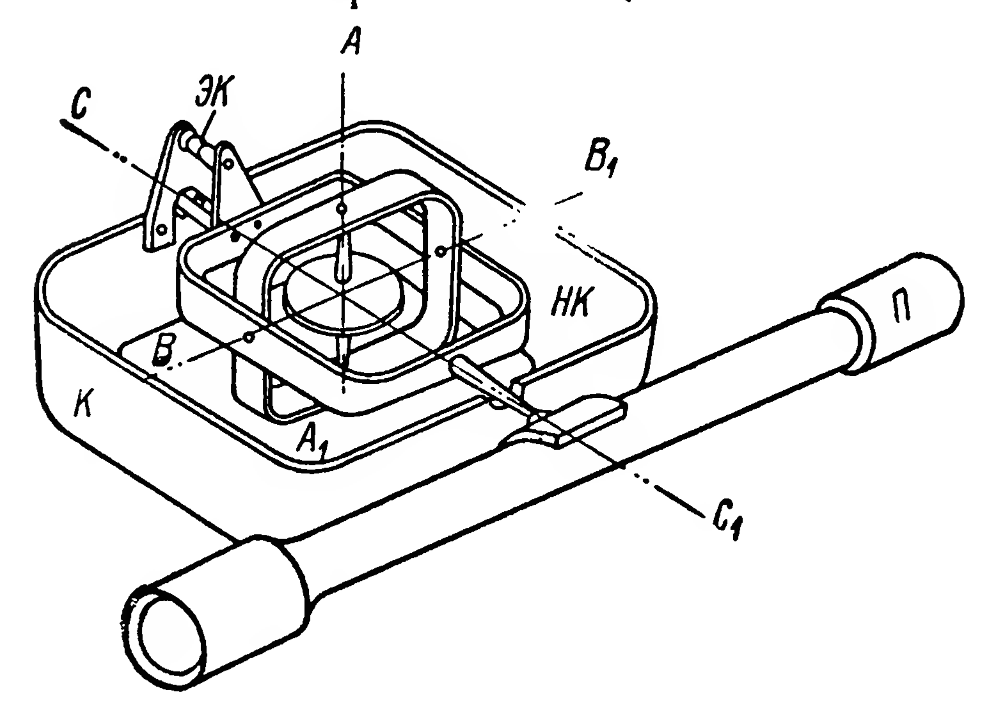


Рис. 119. Схема немецкого гироскопического стабилизатора прицела (см. O. Martinssen, 1930)

Для наведения прицела на выбранную цель в верхней крышке корпуса, которая на рис. 119 не показана, предусмотрены специальные отверстия, через которые наводчик может воздействовать на внутреннее кольцо гироскопа внешними усилиями, создающими моменты относительно оси BB_1. Под влиянием этих моментов гироскоп начнет прецессировать вокруг наружной оси подвеса CC_1, поворачивая вместе с собой и прицел, аналогично тому, как это осуществлялось в гироскопическом стабилизаторе орудия (рис. 115).

Если в процессе ведения огня возникнет необходимость изменения угла γ возвышения орудия (рис. 120, *в*), наводчик, вращая червячную передачу, поворачивает зубчатый сектор *ЗС*, изменяя тем самым положение корпуса гироскопического стабилизатора относительно орудия. Если зубчатый сектор *ЗС* будет повернут относительно орудия на некоторый угол α (рис. 120, *г*), то и выстрел из качающегося орудия произойдет при угле возвышения $\gamma = \alpha$ (рис. 120, *д*). Таков принцип работы гироскопического стабилизатора линии прицеливания.

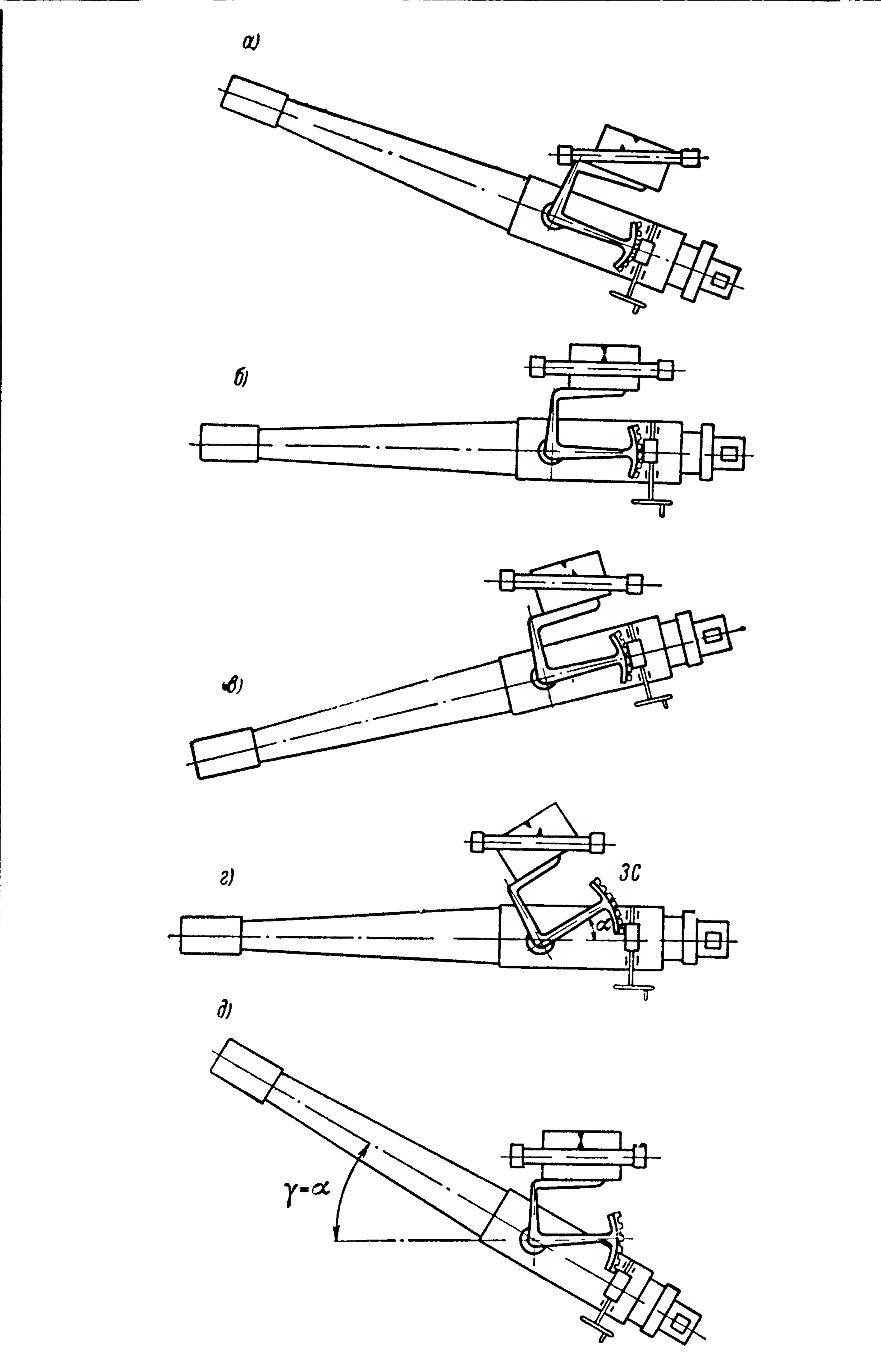


Рис. 120. Схема, объясняющая принцип работы немецкого гироскопического стабилизатора линии прицеливания (см. O. Martinssen, 1930)

§ 44. Танковый гирокомпас

Для производства правильного выстрела по выбранной цели орудию, кроме заданного угла возвышения, должно быть сообщено и правильное направление относительно плоскости меридиана, или, как говорят, в азимуте. Если цель видна наводчику, это требование выполняется непосредственным наведением на нее орудия. В тех случаях, когда она не просматривается, для ориентирования ору-

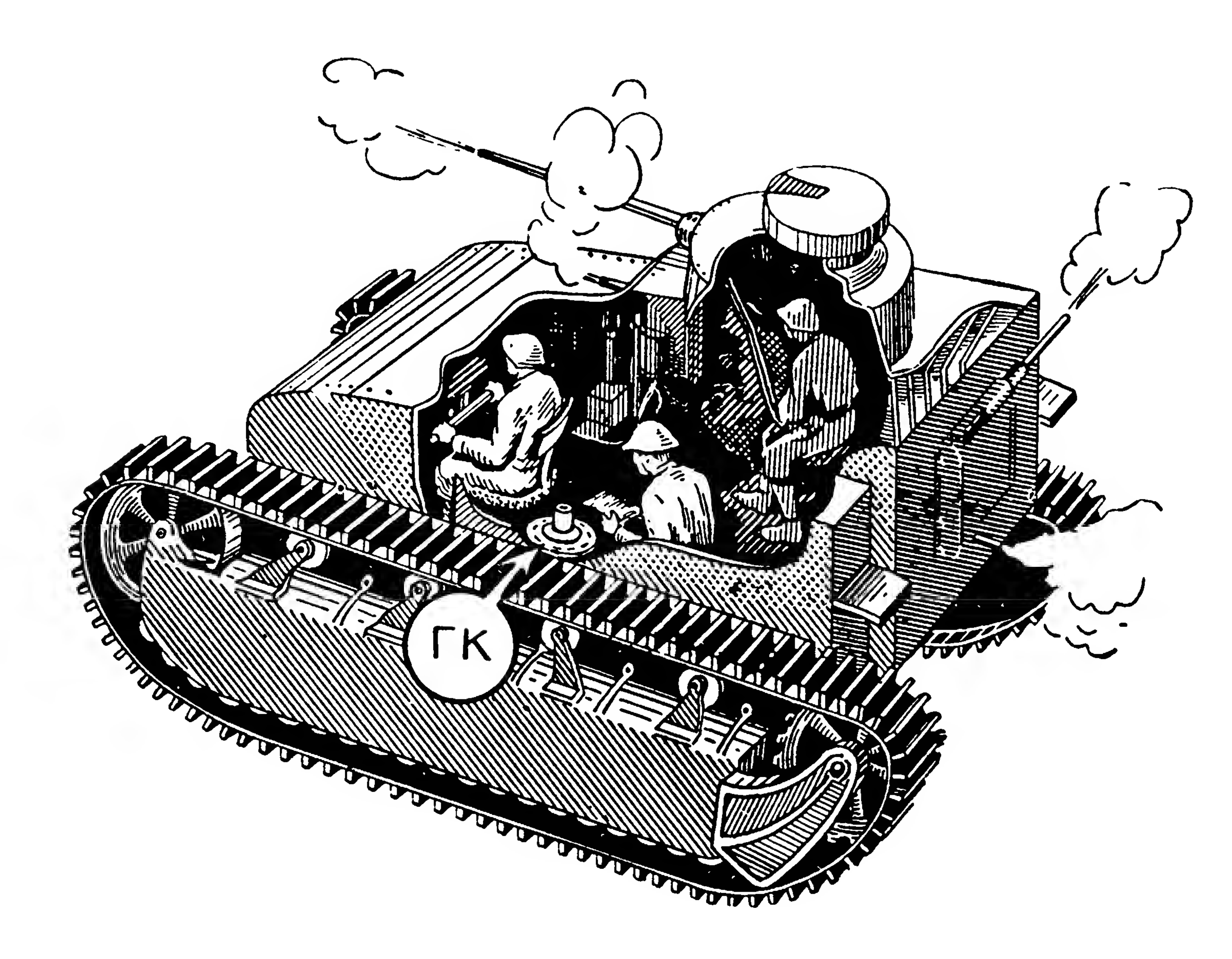


Рис. 121. Установка гирокомпаса на американском танке Т-2

дия по азимуту приходится пользоваться показаниями соответствующих приборов. Морские артиллеристы для решения указанной задачи уже давно начали использовать показания гироскопического компаса.

Сложнее дело обстояло у танкистов, которые не имели на своем вооружении гироскопического компаса и не могли из-за малого объема боевого помещения танка воспользоваться морским гирокомпасом. Поэтому вначале для азимутального ориентирования танков пытались использовать магнитный компас, но в силу тех же причин, которые были указаны в § 15, от этой идеи пришлось отказаться.

Начиная с 1920 г., во всех армиях мира ведутся исследовательские работы по созданию танкового гироскопического компаса.

Танковый курсовой гироскопический прибор выполнялся либо по схеме гироскопа направления, либо по схеме гирокомпаса, но

значительно уменьшенных габаритов по сравнению с морским гирокомпасом. Уменьшенные габариты прибора позволили удобно разместить его внутри боевого помещения машины (рис. 121).

§ 45. Гироскопический стабилизатор морской торпеды

Для поражения кораблей противника на больших расстояниях уже в начале XIX в. стали применяться подводные самодвижущиеся снаряды, получившие название торпед. Такой снаряд выстреливается из торпедного аппарата в направлении на корабль противника (рис. 122). Пролетев некоторое расстояние по воздуху, он

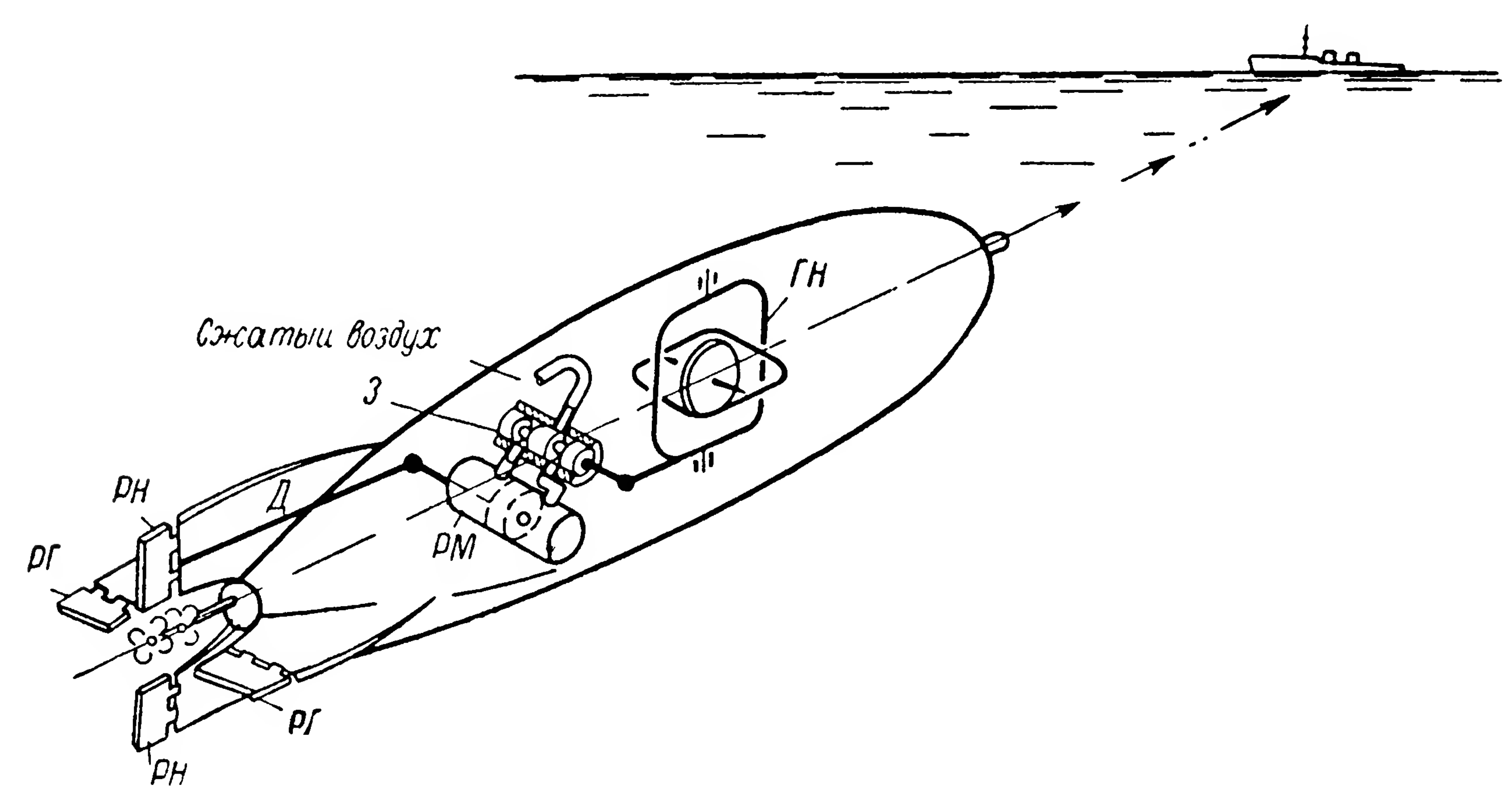


Рис. 122. Схемы гироскопического стабилизатора морской торпеды

погружается в воду. С этого момента движение торпеды обеспечивается установленным внутри пневматическим двигателем, вращающим гребные винты, расположенные в хвостовой части торпеды. Чтобы погрузившаяся в воду торпеда двигалась точно в заданном направлении, она снабжена четырьмя рулями управления. Два горизонтальных руля *РГ* служат для выдерживания движущейся торпеды на заданной глубине. Они управляются автоматом глубины, действие которого основано на законах гидростатики.

Два других руля *РН*, расположенных вертикально, служат для выдерживания торпеды на заданном курсе. Перемещением этих двух рулей и управляет гироскоп направления *ГН*.

Гироскоп направления *ГН* своим наружным кольцом подвеса связан со штоком золотника *З*. Поэтому при отклонении торпеды от заданного курса гироскоп *ГН*, сохраняя неизменным свое положение в пространстве, переместит шток золотника *З* и тем самым откроет доступ сжатого воздуха в цилиндр рулевой машинки *РМ* по одну сторону ее поршня. Под воздействием сжатого воздуха поршень рулевой машинки *РМ* переместится внутри ее цилиндра

и тем самым повернет на тот или иной угол рычаг *Д* и связанные с ним рули направления *РН*.

Поворот рулей направления *РН* вызовет разворот торпеды и тем самым возвращение ее на заданный курс. Причем, чем ближе подойдет торпеда к выбранному в момент выстрела направлению, тем меньше будет угол поворота руля. При совмещении продольной оси торпеды с заданным курсом рули направления займут исходное нейтральное положение, и торпеда будет двигаться в требуемом направлении. Как видим, гироскоп стабилизирует движение торпеды по заданному курсу, обеспечивая тем самым ее попадание в намеченную цель.

§ 46. Гироскопические приборы, управляющие полетом самолета-снаряда

Стремление к дальнейшему увеличению дальности стрельбы обусловило появление в конце второй мировой войны нового оружия — беспилотных, автоматически управляемых, самолетов-снарядов. Первые образцы нового оружия по своему виду, компоновке агрегатов и методам управления походили на обычные самолеты, управляемые автопилотом. Позже крыльям самолета-снаряда начали придавать стреловидную форму, значительно уменьшая их опорную площадь по сравнению с крыльями самолетов, а корпусу летательного аппарата — сигарообразную форму, благодаря чему современные реактивные самолеты-снаряды приобрели специфические контуры (рис. 123).

Самолеты-снаряды запускаются, как правило, с пусковой установки, которой придается наклон относительно плоскости горизонта (рис. 124). Полет снаряда осуществляется за счет энергии, развиваемой установленным на нем реактивным двигателем. В процессе полета самолета-снаряда с момента подъема его в воздух до момента достижения выбранной цели он управляется гироскопическим автопилотом.

Рассмотрим схему автоматической стабилизации немецкого управляемого снаряда V-1 (рис. 125). Основным элементом автопилота является гироскоп $Г_1$ с тремя степенями свободы. Для того чтобы гироскоп мог реагировать на повороты снаряда вокруг его осей o_cy_c, o_cz_c и частично вокруг оси o_cx_c, наружная ось CC_1 подвеса гироскопа размещена параллельно оси o_cy_c самолета-снаряда и в то же время главная ось AA_1 наклонена относительно плоскости $x_co_cy_c$ летательного аппарата на угол ν, равный 12—15°.

При отклонении самолета-снаряда от плоскости горизонта в результате его поворота вокруг оси o_cy_c гироскоп $Г_1$, сохраняя неизменным свое положение в пространстве, произведет поворот струйной трубки T_1 вокруг оси aa_1, параллельной оси CC_1 подвеса гироскопа. Трубка T_1, в которую под давлением нагнетается сжатый воздух, выйдет из нейтрального положения по отношению к приемнику $П_1$, жестко укрепленному на корпусе *К* гироскопа. Сжатый

воздух начнет поступать только в один из двух заборных каналов приемника и создаст разность давлений в полостях пневматического реле $ПР_1$.

Под влиянием избыточного давления в одной из полостей пневмореле $ПР_1$ его мембрана прогнется и переместит золотник $З_1$ ру-

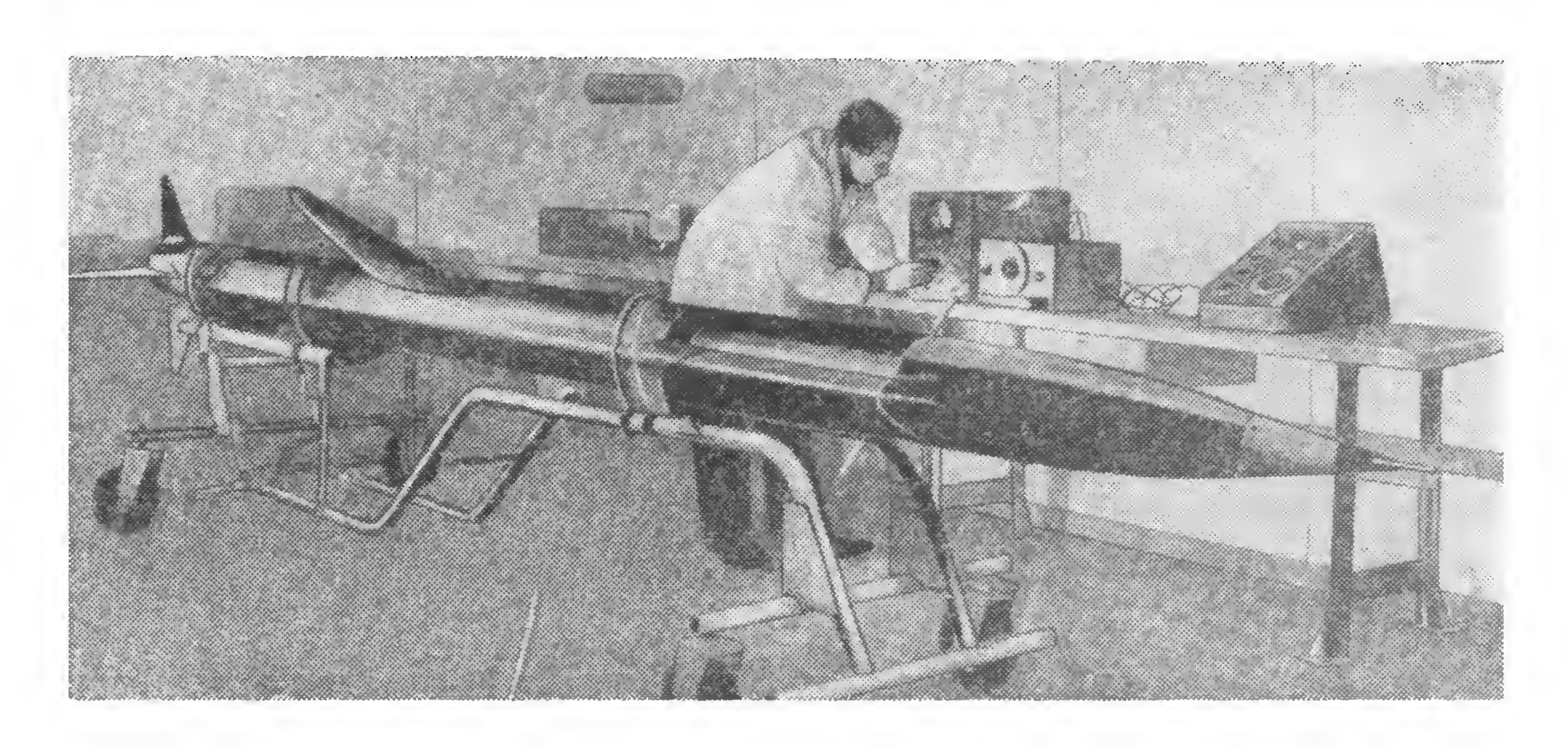


Рис. 123. Современный вид американского самолета-снаряда[1]

левой машинки $РМ_1$. Сжатый воздух, поступая теперь в рабочий цилиндр рулевой машинки, вызовет перемещение в нем поршня, вследствие чего и произойдет поворот руля высоты $РВ$ вокруг оси

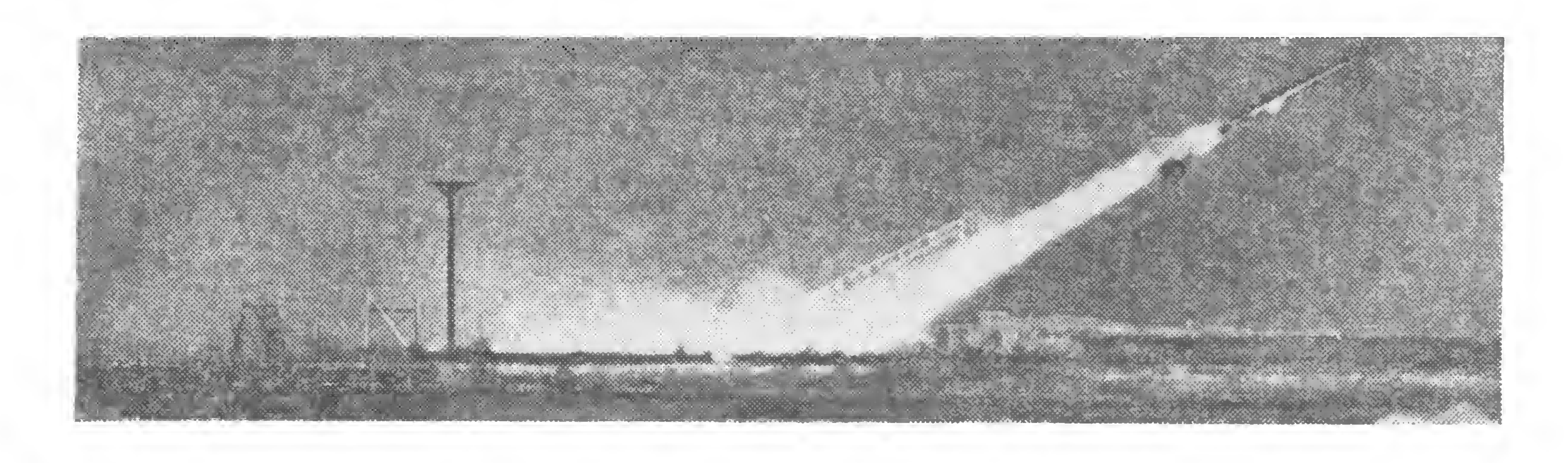


Рис. 124. Старт американского самолета-снаряда[1]

OO_1, параллельной оси $o_c y_c$ снаряда. В результате снаряд вернется к горизонтальному положению. Для большей точности стабилизации самолета-снаряда в горизонтальной плоскости в автопилоте смонтирован гироскопический тахометр $Г_2$, принцип действия которого был рассмотрен в § 24 (рис. 73).

Реагируя на угловую скорость поворота снаряда вокруг оси $O_c y_c$, гироскоп $Г_2$ будет перемещать струйную трубку $Т_2$ относи-

[1] Гэтленд К. У. Развитие управляемых снарядов. Изд-во иностр. лит., 1956, стр. 88-95.

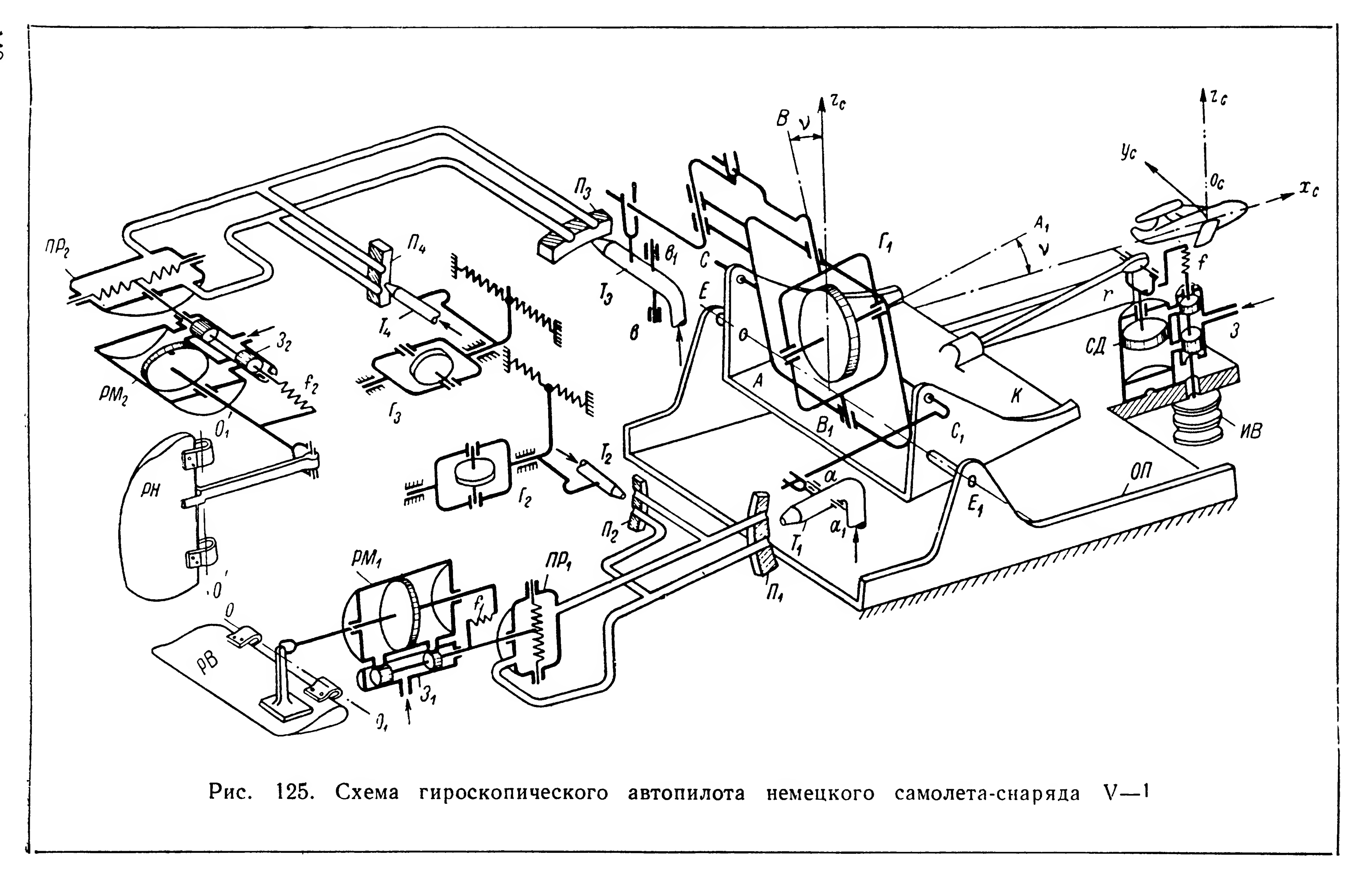


Рис. 125. Схема гироскопического автопилота немецкого самолета-снаряда V—1

тельно приемника $П_2$, связанного также с пневматическим реле $ПР_1$. Так как гироскоп $Г_2$ быстрее реагирует на повороты летательного аппарата вокруг оси $O_c y_c$, чем гироскоп $Г_1$, то он будет оказывать влияние на перемещения руля высоты *РВ* как бы с некоторым учреждением по сравнению с влиянием на этот же процесс гироскопа $Г_1$. В результате такого дополнительного воздействия гироскопа $Г_2$ будут значительно уменьшены отклонения снаряда от горизонтального положения.

Для стабилизации полета летательного аппарата на заданной высоте в автопилоте установлен измеритель высоты *ИВ*. Он представляет собой гофрированную мембранную коробку, из которой откачан воздух. Поэтому на разных высотах над уровнем моря в связи с изменением атмосферного давления мембранная коробка будет деформироваться на различную величину. Устанавливая нулевое положение золотника *З* в соответствии с величиной деформации мембранной коробки на выбранной высоте, получают возможность измерения отклонений снаряда от заданной высоты его полета.

Мембранная коробка измерителя высоты *ИВ*, связанный с нею золотник *З* и пневматический серводвигатель *СД* укреплены на основании прибора *ОП*. Шток серводвигателя *СД* посредством рычага *r* связан с корпусом *К* гироскопа $Г_1$. При отклонении снаряда от заданной высоты полета вследствие изменения атмосферного давления произойдет изменение и величины деформации мембранной коробки, а следовательно, и перемещение штока золотника *З*. В результате рабочий поршень переместится в цилиндре серводвигателя *СД* и при помощи рычага *r* повернет корпус *К* гироскопа $Г_1$.

Вместе с корпусом *К* совершит поворот вокруг оси EE_1 и жестко связанный с ним приемник $П_1$, в то время как гироскоп $Г_1$ и струйная трубка T_1 сохранят свое положение неизменным в пространстве. Сжатый воздух, подаваемый через трубку T_1, начнет поступать опять лишь только в одно заборное отверстие и тем самым создаст разность давлений в полостях пневматического реле $ПР_1$, а это вызовет поворот руля высоты *РВ* вокруг оси OO_1. При этом направление указанного поворота руля *РВ* будет обусловливать возвращение снаряда к заданной высоте полета. Как только последний достигнет заданной высоты, измеритель *ИВ* приведет золотник *З* серводвигателя *СД*, а следовательно, и корпус *К* гироскопа $Г_1$ в нейтральное положение, обеспечивая тем самым полет самолета-снаряда на заданной высоте.

Для выдерживания полета в определенном курсовом направлении внутреннее кардановое кольцо гироскопа $Г_1$ с помощью системы рычагов связано со струйной трубкой T_3. Поэтому при отклонении полета летательного аппарата от заданного курса гироскоп $Г_1$, сохраняя свое положение неизменным в пространстве, вызовет поворот трубки T_3 вокруг оси bb_1, которая сместится с нейтрали по отношению приемника $П_3$..В результате в полостях пневматического реле $ПР_2$ возникнет разность давлений, что и обусловит перемеще-

ние поршня рулевой машинки PM_2 и необходимый поворот вокруг оси $O_1'O_1'$ связанного с ним руля направления PH.

Для повышения точности стабилизации полета снаряда по курсу в системе автопилота применен второй гиротахометр $Г_3$, измеряющий угловую скорость поворота летательного аппарата вокруг оси o_cz_c. Главная ось гироскопа $Г_1$ корректируется по стрелке магнитного компаса (см. § 27).

Благодаря размещению внутренней оси BB_1 гироскопа $Г_1$ под углом ν к оси o_cz_c самолета-снаряда, при его повороте вокруг оси o_cx_c гироскоп $Г_1$ зарегистрирует и крен летательного аппарата. Струйная трубка T_3 будет поворачиваться вокруг оси bb_1 и тем самым отклоняться от нейтрали приемника $П_3$, благодаря чему рулю направления PH будет придан некоторый угол поворота вокруг оси O_1O_1', необходимый для устранения возникшего крена.

Также с целью повышения точности стабилизации самолета-снаряда по курсу, высоте и крену и для устранения его излишних колебаний между штоками рулевых машинок и их золотников установлены цилиндрические пружины f, f_1 и f_2, которые обусловливают при перемещениях рабочих рулевых машинок незначительные перемещения штоков соответствующих золотников. Тем самым подача сжатого воздуха в полости рабочих цилиндров прекращается раньше, чем летательный аппарат возвратится к заданному направлению. Этим обеспечивается более точное выдерживание автопилотом выбранного режима полета самолета-снаряда.

§ 47. Гироскопические приборы, управляющие полетом баллистической ракеты

По сравнению с рассмотренным выше самолетом-снарядом баллистическая ракета имеет ряд специфических особенностей. В отличие от двигателя самолета-снаряда, который работает на протяжении всего полета, двигатель баллистической ракеты действует только в течение нескольких десятков секунд. Стартуя строго вертикально (рис. 126), баллистическая ракета на участке Ca (рис. 127) движется прямолинейно вверх в направлении Cz. Достигнув в точке a менее плотных слоев автомосферы, ракета начинает медленно поворачиваться, приобретая некоторый наклон к плоскости горизонта.

К тому моменту, когда скорость движения ракеты достигнет заданного максимального значения (точка b), ее корпус должен быть наклонен к плоскости горизонта под углом около 45°. Именно в это время ракета входит в разреженные слои атмосферы, ее двигатель отключается, и дальнейшее движение происходит по аналогии с движением тела, брошенного под углом к горизонту.

Выполнение указанной программы движения баллистической ракеты осуществляется с помощью гироскопических устройств.

Ракета оборудуется тремя гироскопами, каждый из которых обладает тремя степенями свободы. Первый из них $Г_1$ (рис. 128), носящий название вертикант, предназначен для определения углов отклонения ракеты по курсу и крену от заданного направления полета.

Второй гироскоп $Г_2$, получивший название горизонт, служит для обеспечения программы поворота ракеты относительно плоскости горизонта. И, наконец, третий гироскоп $Г_3$, называемый обычно гироинтегратором, предназначен для выключения работы двигателя в момент достижения ракетой заданной максимальной скорости.

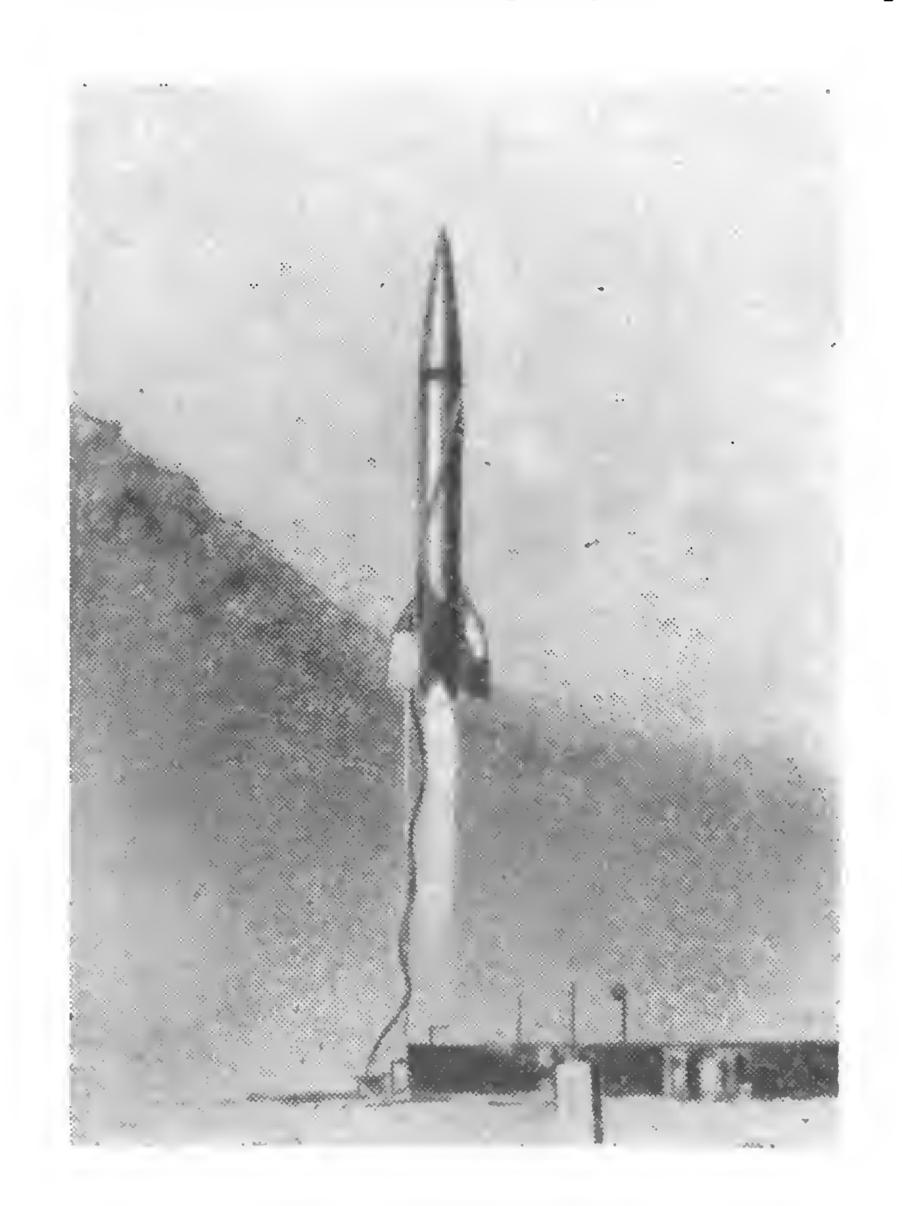


Рис. 126. Старт американской баллистической ракеты[1]

При отклонении ракеты от заданного курсового направления движения в результате ее поворота вокруг оси $o_c z_c$ гироскоп $Г_1$, сохраняя свое положение неизменным в пространстве, переместит движок по потенциометру $П_1$. Электрический сигнал, снимаемый с этого потенциометра, подается на рулевую машинку, которая, поворачивая необходимые рули управления, обусловливает возврат ракеты на заданный курс.

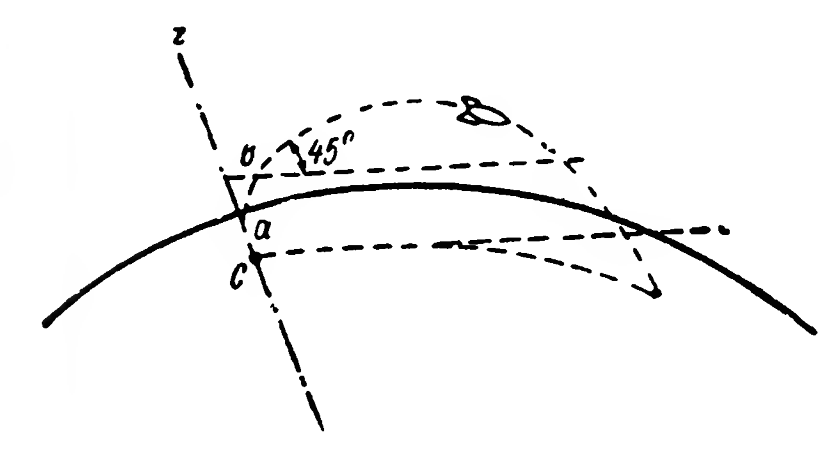


Рис. 127. Траектория полета баллистической ракеты

Электрический сигнал, снимаемый с потенциометра $П_2$, пропорциональный углу крена летательного аппарата, поступая в автопилот, вызывает с помощью рулевой машинки такой поворот рулей управления, который устраняет возникший крен. При отклонении ракеты от заданного положения по отношению к плоскости горизонта, поворот ее сразу же будет зафиксирован гироскопом $Г_2$. Сигнал, снимаемый с его потенциометра $П_3$, пропорциональный углу поворота ракеты вокруг оси $o_c y_c$, подается на соответствующую

[1] Бургесс Э. Управляемое реактивное оружие. Изд-во иностр. лит., 1958, стр. 276, рис 68.

рулевую машинку, которая, поворачивая необходимые рули управления, и обеспечивает устранение возникшего отклонения.

Для поворота ракеты вокруг ее оси $o_c y_c$ на участке *ab* траектории (рис. 127) в соответствии с заданной программой потенциометр $П_3$ (рис. 128) смонтирован не непосредственно на корпусе ракеты, а на диске *Д*, который может поворачиваться вокруг наружной оси CC_1 подвеса гироскопа $Г_2$, расположенной параллельно оси $o_c y_c$ летательного аппарата.

Диск *Д* с помощью ленточной тяги связан с профилированным кулачком *К*, приводимым во вращение часовым механизмом *ЧМ*. При повороте диска *Д*, а вместе с ним и потенциометра $П_3$ нулевая

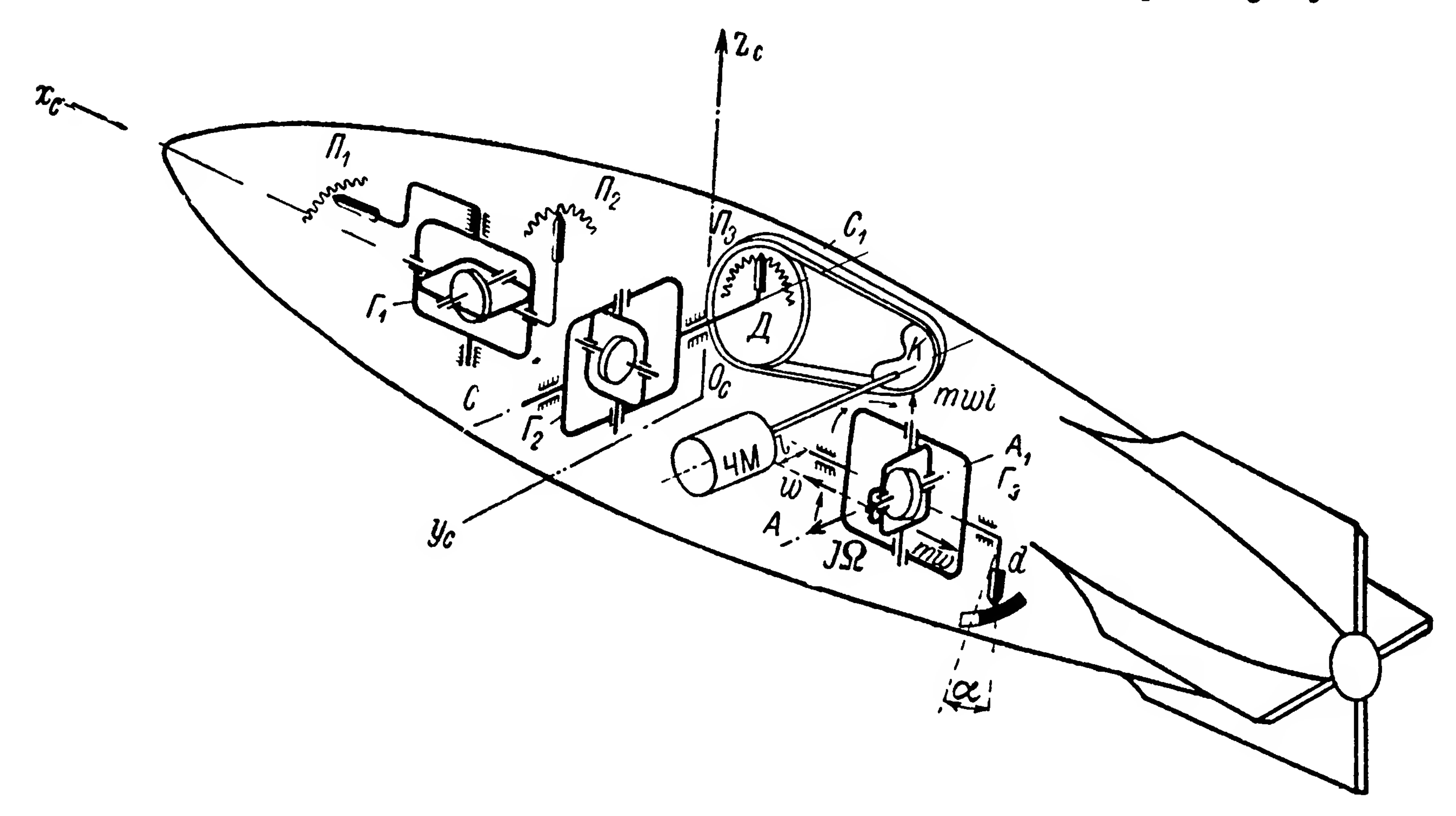


Рис. 128. Схемы гироскопических приборов, управляющих полетом немецкой баллистической ракеты V—2[1]

точка последнего будет смещаться относительно корпуса ракеты. С потенциометра $П_3$ будет сниматься в этом случае сигнал, сообщающий об отклонении ракеты от заданного положения по отношению к плоскости горизонта. Указанный сигнал, поступая на рулевую машинку, будет порождать отклонение рулей управления, обеспечивающее приведение ракеты к необходимому в данное мгновение углу ее наклона к плоскости горизонта.

Профиль кулачка *К* выполняется строго в соответствии с намеченной траекторией движения (рис. 127). Поэтому диск *Д* поворачивается с течением времени точно на такой угол, какой должна занять ракета в данный момент времени по отношению к плоскости горизонта. В результате непрерывного вращения диска *Д* с переменной угловой скоростью сигнал, снимаемый с потенциометра $П_3$, оказывается пропорциональным углу отклонения ракеты от зара-

[1] Mielke H. Raketentechnik. Veb Verlag Technik, Berlin, 1959, стр 258-266.

нее намеченной траектории движения в вертикальной плоскости стрельбы.

Автопилот, получая сигнал с потенциометра $П_3$, устраняет возникающие отклонения ракеты от заданной программы движения, обеспечивая тем ее выполнение. Вот почему описанное устройство и получило название программного механизма системы управления баллистической ракетой.

Центр тяжести третьего гироскопа $Г_3$ смещен на величину l вдоль оси AA_1 относительно точки O его подвеса. Поэтому при ускоренном движении ракеты масса m гироскопа вследствие присущей ей инерции будет оказывать сопротивление силам, стремящимся сообщить ей движение с ускорением w. Сила инерции, равная, согласно формуле (1), произведению mw, будет создавать момент mwl, вектор которого совмещен с внутренней осью подвеса гироскопа $Г_3$.

Под влиянием момента mwl гироскоп получит прецессионное движение вокруг наружной оси своего подвеса, порождая тем самым поворот вокруг этой оси и движка d. Последний, поворачиваясь вокруг наружной оси подвеса гироскопа $Г_3$, будет отклоняться от нулевого положения все на больший угол α. Так как движение ракеты с известным ускорением w позволяет определить ее скорость в любой момент времени, можно заранее определить величину угла α, которая будет соответствовать той максимальной скорости, при достижении которой двигатель ракеты должен выключаться.

Для того чтобы двигатель отключался автоматически, движок d перемещается вначале по изолированной части контактной пластины. И только после того, как движок d повернется вокруг наружной оси подвеса гироскопа $Г_3$ на угол α, он войдет в соприкосновение с металлической частью контактной пластины и тем самым включит автомат выключения двигателя баллистической ракеты. Так в кратких чертах устроены приборы, управляющие движением баллистической ракеты.

ГЛАВА IX

ЕЩЕ О НЕКОТОРЫХ ОБЛАСТЯХ ПРИМЕНЕНИЯ ГИРОСКОПА

§ 48. Использование гироскопа в производственных процессах

С каждым годом гироскоп находит все большее применение в самых разнообразных производственных процессах. Так, например, гироскопический эффект используется в мельничных бегунах и маятниковых мельницах, применяемых на заводах и фабриках для размола различных пород минералов. Мельничные бегуны представляют собой два тяжелых цилиндрических катка (рис. 129), шарнирно связанных с главным валом K, ось CC_1 которого расположена вертикально. Оба катка опираются на горизонтальную опорную плиту N.

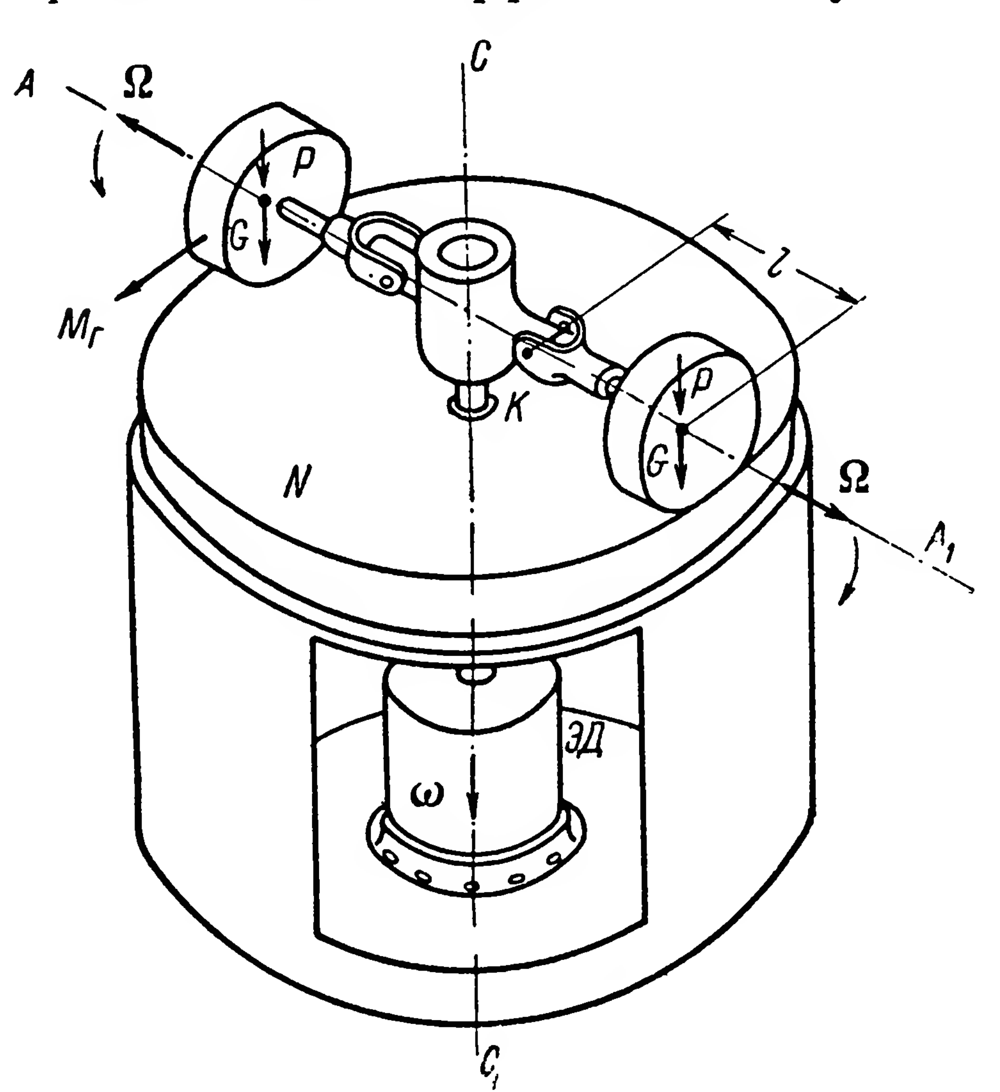


Рис. 129. Схема, объясняющая возникновение гироскопического момента при работе мельничнего бегуна

Приводя главный вал K во вращение с помощью электрического двигателя *ЭД* вокруг вертикальной оси CC_1 с угловой скоростью ω, вызывают перекатывание катков по опорной плите так, чтобы при этом они вращались еще и вокруг оси AA_1 с некоторой угловой скоростью Ω. Если теперь на опорную плиту N насыпать ту или иную породу минералов, то катки при накатывании их на породу будут ее растирать. Растирание породы произойдет не только под действием силы веса G катков, но еще и дополнительного давления, обусловливаемого возникновением гироскопического момента.

При одновременном вращении каждого катка вокруг осей AA_1 и CC_1 с угловыми скоростями Ω и ω возникнет гироскопический момент $M_г$. Величина указанного момента, как нам уже известно, будет зависеть от момента инерции J катка относительно оси AA_1 и угловых скоростей Ω и ω и равняться, согласно формуле (3), произведению перечисленных величин $J\Omega\omega$. При удалении центра тяжести катка от оси вращения CC_1 на величину l гироскопический момент $M_г$ будет создавать дополнительное давление P на опорную плиту N. Это давление P, согласно формуле (4), равное $\frac{J\Omega\omega}{l}$, в значительной мере увеличит суммарное давление $G+P$ на опорную плиту N, создаваемое каждым катком, по сравнению с его весом G. В данном случае гироскопический момент играет положительную роль, так как способствует более интенсивному дроблению размалываемой породы.

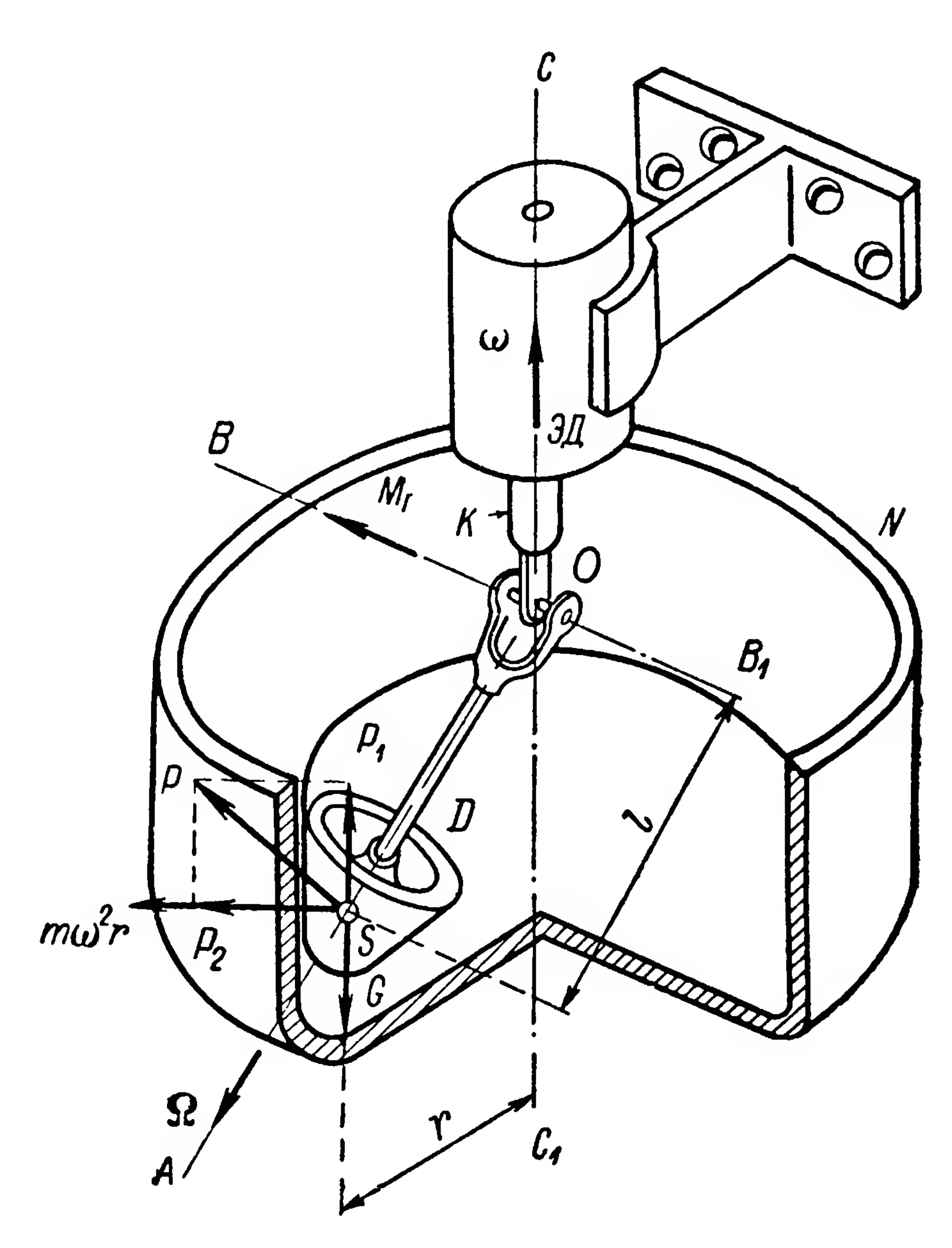


Рис. 130. Схема, объясняющая возникновение гироскопического момента при работе маятниковой мельницы

Аналогичная картина будет наблюдаться и при работе маятниковой мельницы (рис. 130). В описываемой конструкции каток D подвешен как маятник в шарнире O вала K, благодаря чему он обладает свободой вращения около оси BB_1. Если вал K мельницы привести с помощью электрического двигателя $ЭД$ во вращение вокруг оси CC_1, то тем самым будет сообщено вращение вокруг этой же оси и катку D. При отвесном положении катка оси OA и CC_1 несколько смещены относительно друг друга. Поэтому как только каток D будет приведен во вращение вокруг оси CC_1 с угловой скоростью ω, он под влиянием центробежных сил инерции начнет отклоняться от этой оси. Причем, чем на большую величину r отклонится от оси CC_1 центр тяжести S катка D, обладающего весом G и соответственно массой $m = \frac{G}{g}$, тем больше будет величина центробежной силы $m\omega^2 r$. Нетрудно заметить, что центробежная сила прижимает каток к вертикальной опорной стенке резервуара N, в то время как сила веса G катка ее ослабляет, стремясь возвра-

тить каток к совмещению с вертикальной осью CC_1. Однако действие катка D на опорную стенку резервуара N определяется не только указанными выше двумя силами: $m\omega^2 r$ и G. Перекатываясь по внутренней вертикальной стенке резервуара, каток совершает вращение одновременно вокруг двух осей OA и CC_1 соответственно с угловыми скоростями Ω и ω.

Возникающий при этих условиях гироскопический момент катка $M_г$ будет действовать относительно оси BB_1 и тем самым создавать дополнительное давление P на опорную стенку резервуара. Направление действия этого давления перпендикулярно оси OA вращения катка, а его величина зависит от значений гироскопического момента $M_г$ и удаления l центра тяжести S катка D от оси BB_1 его подвеса в шарнире O вала K. В рассматриваемом случае при моменте инерции катка D относительно оси OA, равном J, значение усилия P определится формулой (4) и будет равно $\frac{J\Omega\omega}{l}$.

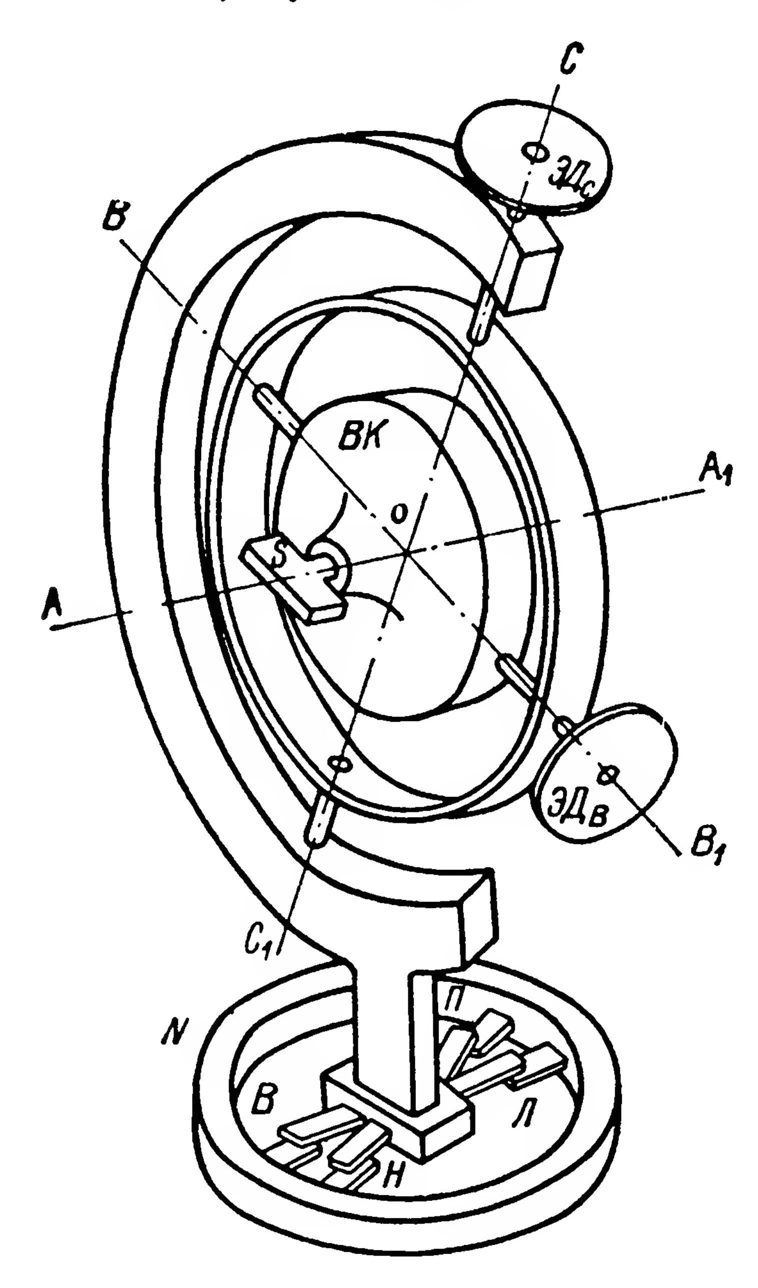


Рис. 131. Схема гироскопического приспособления для сварки мелких деталей

Раскладывая вектор усилия P на две составляющие: P_1 — направленную вертикально и P_2 — направленную горизонтально,—заметим, что составляющая P_1 уменьшает вредное влияние силы G веса катка, а составляющая P_2 увеличивает полезное давление катка на опорную поверхность резервуара N, обусловливаемое наличием центробежной силы $m\omega^2 r$. Таким образом, и в маятниковой мельнице гироскопический момент способствует более интенсивному дроблению породы, засыпаемой внутрь резервуара N.

Гироскоп начал применяться на производстве и как приспособление при сварочных работах. Это приспособление представляет собой массивный ротор, вращающийся в гирокамере BK (рис. 131), на крышках которой имеются специальные приливы S. Последние смещены относительно точки O подвеса гироскопа вдоль его главной оси AA_1 и представляют собой площадки для закрепления на них мелких деталей, предназначенных для сварки.

По осям подвеса BB_1 и CC_1 гироскопа установлены электрические двигатели $ЭД_B$ и $ЭД_C$, с помощью которых на него можно воздействовать внешними моментами различной величины и направ-

ления. Включение указанных электродвигателей производится с помощью четырех реостатов, смонтированных в кожухе N. Каждая пара реостатов обеспечивает реверсирование и изменение моментов, развиваемых двигателями $ЭД_В$ и $ЭД_С$. Включением контактов $В$ или $Н$ первой пары реостатов подают ток соответствующего направления в электродвигатель $ЭД_С$. В результате создаваемого этим электродвигателем момента гироскоп, в соответствии с зако-

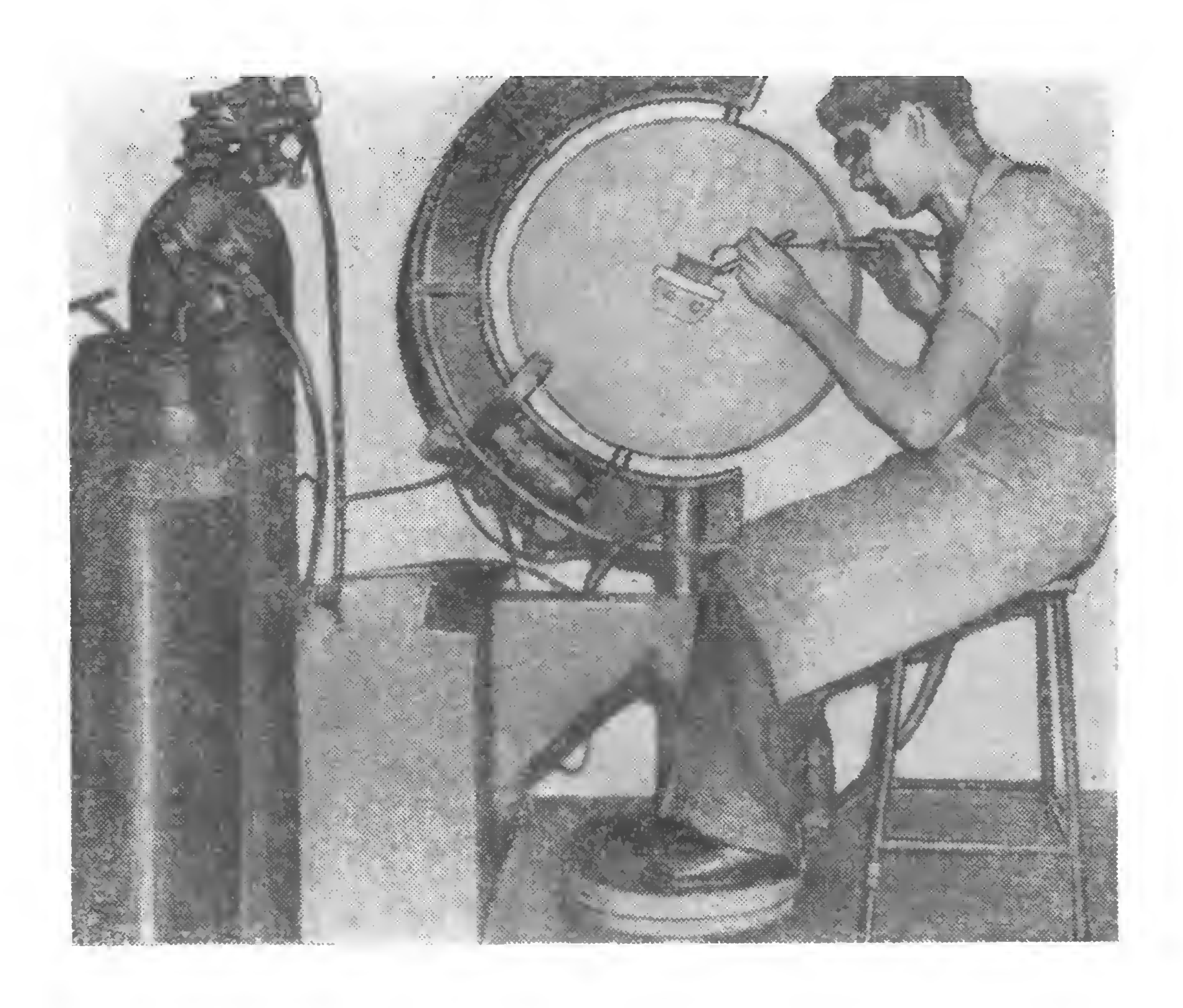


Рис. 132. Работа на приспособлении для сварки мелких деталей

ном прецессии (см. § 11), начнет поворачиваться вокруг оси $ВВ_1$ либо по часовой стрелке, либо против нее в зависимости от того, какой контакт, $В$ или $Н$, будет включен.

Аналогично этому включением контактов $П$ или $Л$ создается момент двигателя $ЭД_В$ относительно оси $ВВ_1$, в силу чего у гироскопа возникает прецессионное движение вокруг оси $СС_1$. Ножное управление контактами $В$ и $Н$, $П$ и $Л$ обеспечивает перемещение площадки S в различном направлении в пределах любого угла поворота. Благодаря такому приспособлению руки рабочего не заняты операциями по перестановке свариваемых деталей (рис. 132), что значительно ускоряет процесс сварки.

При осуществлении многих производственных процессов часто возникает необходимость непрерывного измерения весового расхода жидкости. Так как вес жидкости при изменении ее температуры не остается постоянным, решение поставленной задачи вызы-

вало значительные трудности. И только использование с этой целью гироскопического эффекта позволило наиболее полно удовлетво-

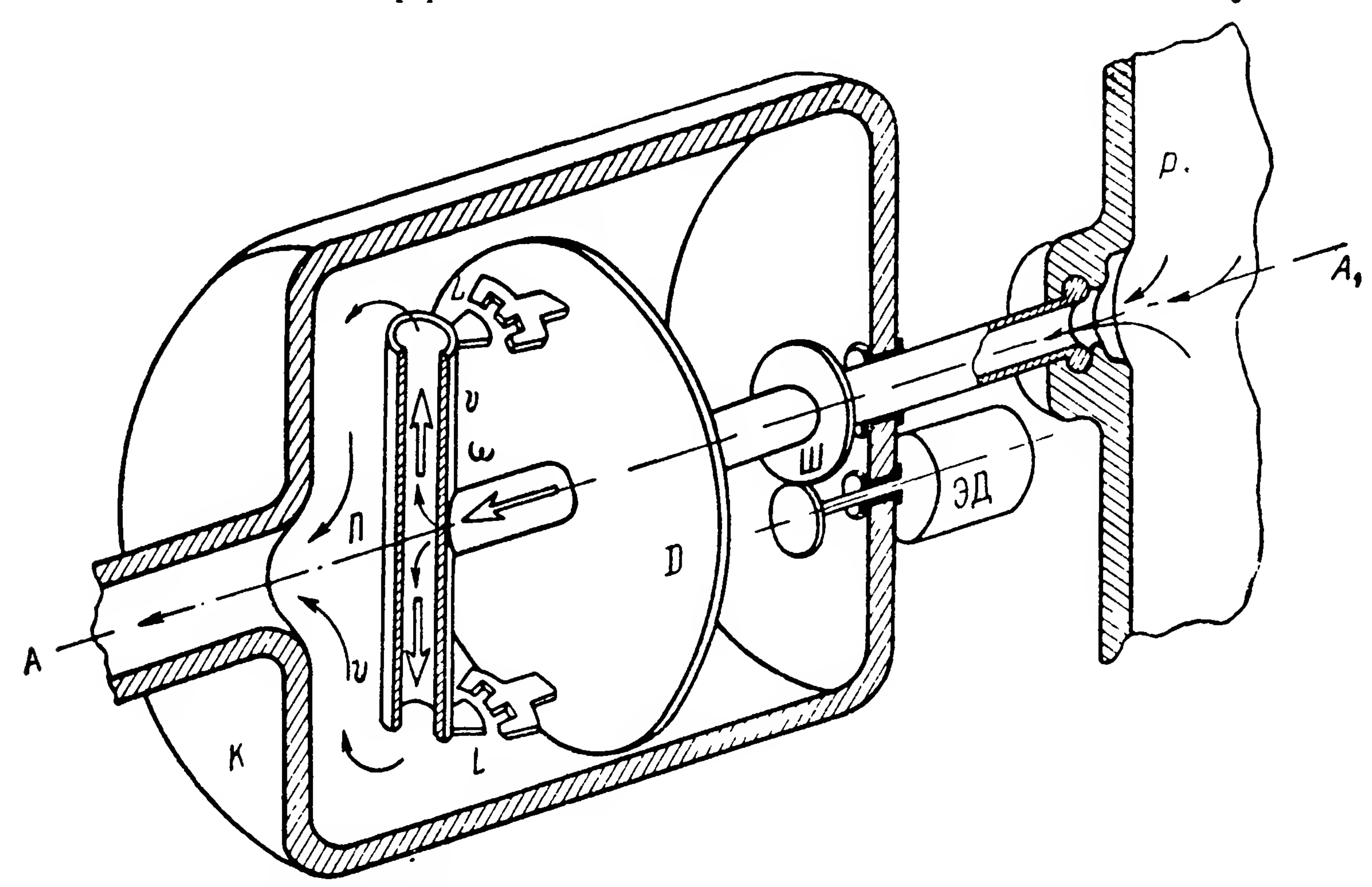


Рис. 133. Схема гироскопического прибора для измерения весовых расходов жидкости

рить те требования, которые предъявляются к современным приборам по мгновенному измерению потоков жидкости.

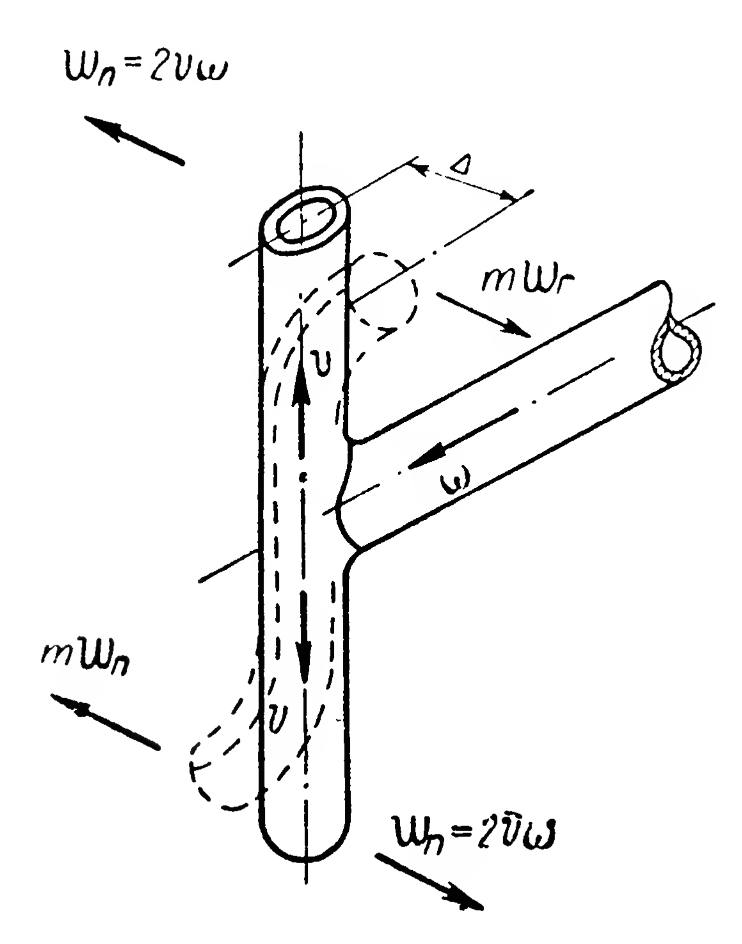


Рис. 134. Деформация патрубка гироскопического измерителя расхода жидкости

Сущность использования гироскопического эффекта в данном случае довольно проста. Расходуемая жидкость из резервуара *Р* (рис. 133) поступает в Т-образный патрубок *П*, смонтированный в корпусе *К* прибора на опорах, снабженных специальными уплотнителями. На части патрубка *П*, находящейся внутри корпуса *К*, жестко крепятся шестерня *Ш* и диск *Д*.

Приводя во вращение вал электрического двигателя *ЭД*, соединенного зубчатой передачей с патрубком *П*, сообщают последнему, а вместе с ним и диску *Д* вращение вокруг продольной оси AA_1 прибора с некоторой постоянной угловой скоростью ω. Таким образом, в соответствии с изложенным выше (см. § 9, рис. 21), жидкость, протекающая внутри разветвленных концов патрубка *П* со скоростью v, оказывается поставленной в условия движения с по-

воротным ускорением $w_п$ (рис. 134). В силу инертности массы m жидкости на концы Т-образного патрубка $П$ будут действовать силы инерции $mw_п$, которые и вызовут их деформацию.

Нетрудно заметить, что величина Δ указанной деформации пропорциональна весовому расходу жидкости в любой момент времени. Действительно, масса m и скорость v протекающей по патрубку $П$ жидкости зависит от ее потребления. Поэтому силы инерции $2mv\omega$, а следовательно, и величина Δ порождаемых ими деформаций являются пропорциональными весовому расходу жидкостей. Вот почему, измеряя с помощью индукционных датчиков L перемещения Δ концов Т-образного патрубка $П$, и получают возможность судить о весовом расходе жидкости в любой момент времени.

§ 49. Гироскопические приборы для изучения колебаний подвижных платформ

Движущиеся корабли, самолеты, ракеты, автомобили, как впрочем и все без исключения другие подвижные платформы, подвержены непрерывному воздействию на них внешних возмущений. Для корабля, плывущего по морю, причиной таких возмущений являются волны, для летящего самолета — порывы ветра, для автомобиля — неровности дороги и т. п. В результате воздействия указанных возмущений любая подвижная платформа начинает совершать колебания, размахи которых растут с величиной порождающих их сил возмущения.

Колебания подвижных платформ усложняют управление их движением, увеличивают напряжения в элементах конструкции платформы, резко снижают скорость ее движения, приводят к более быстрому утомлению ее команды и т. п. Между тем определение амплитуды и периода колебаний той или иной платформы чисто расчетным путем из-за большого количества факторов, на них влияющих, связано с громоздкой вычислительной работой и не всегда позволяет получить результаты, соответствующие действительным. Как правило, колебания подвижных платформ носят хаотический, случайный характер (см. рис. 68 и 100), что в еще большей мере усложняет расчетное определение их параметров. Вот почему колебания подвижных платформ предпочитают изучать экспериментально, непосредственно в процессе их движения в реальных условиях.

С этой целью в начале XX в. начали создаваться специальные гироскопические приборы, позволяющие записывать на ленте изменения во времени углов отклонения подвижной платформы от ее нормального положения равновесия. В указанных приборах нашли применение гироскопы как с тремя, так и с двумя степенями свободы (рис. 135). В обоих случаях на кардановом кольце гироскопа устанавливается записывающее устройство, называемое обычно пером, которое и вычерчивает на подвижной ленте кривую изучаемых колебаний.

Установка записывающего пера на наружном кольце подвеса (рис. 135, *а*) гироскопа с тремя степенями свободы, дает возможность записывать углы отклонения платформы от положения равновесия на подвижной ленте. Если перо закрепить на кардановом кольце гироскопа с двумя степенями свободы, одна из которых ограничена пружинами (рис. 135, *б*), то на движущейся ленте прибора будут записываться изменения во времени угловых скоростей подвижной платформы (см. § 24).

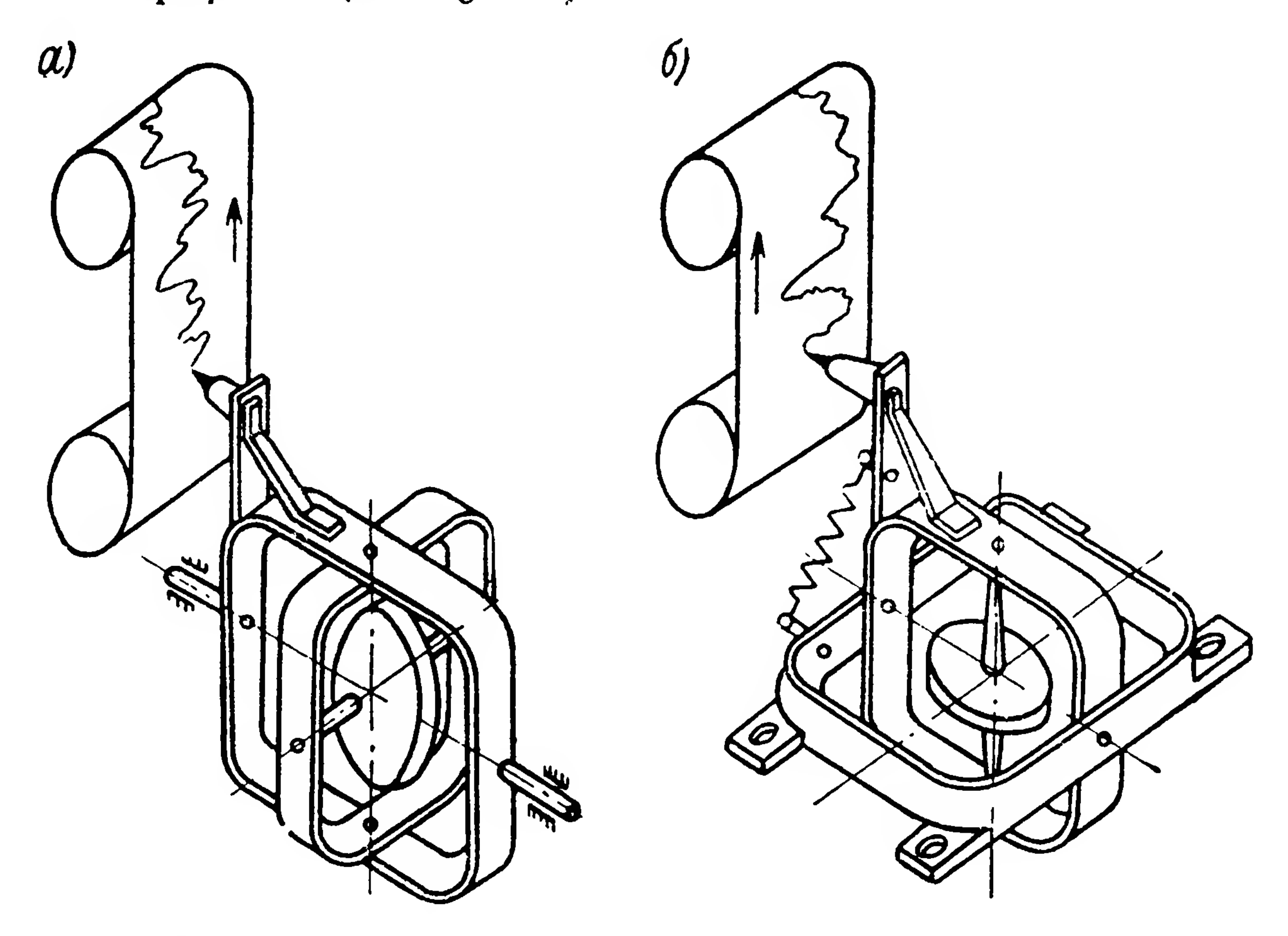


Рис. 135. Принципиальная схема гироскопических самопишущих приборов

Конструктивное выполнение гироскопических приборов для изучения колебаний подвижных платформ может быть самым разнообразным. В конструкции гироскопического самопишущего прибора, предназначенного для записи углов отклонения платформы от ее равновесного положения (рис. 136), применен гироскоп *Г* с тремя степенями свободы, сохраняющий неизменным свое положение в пространстве. Естественно, что и перо, смонтированное на его наружном кольце подвеса, будет оставаться неподвижным в пространстве.

Поэтому бумажная лента, помещенная в кассете *К*, жестко закрепленной в корпусе прибора, при колебаниях платформы, на которой установлен гироскопический самописец, совершает непрерывные перемещения относительно неподвижного пера. Именно эти перемещения и зафиксируют на подвижной ленте кривую изменения во времени углов отклонения подвижной платформы от некоторого ее равновесного положения. Для изменения масштаба записи колебаний по времени в приборе предусмотрен механизм *ПМ* перемены передаточного числа между валом мотор-генератора *МГ* и приводом ленты кассеты *К*. Мотор-генератор *МГ* одновре-

менно вырабатывает переменный высокочастотный электрический ток для питания двигателя, приводящего во вращение ротор гироскопа *Г*.

Общий вид описанного гироскопического самопишущего прибора приведен на рис. 137. Такой прибор имеет незначительные габариты, удобен при переноске и прост в обращении. Записи, полученные с помощью гироскопических самопишущих приборов, дают возможность подробного изучения влияния самых разнообразных факторов на динамику полета самолета или ракеты и на характер

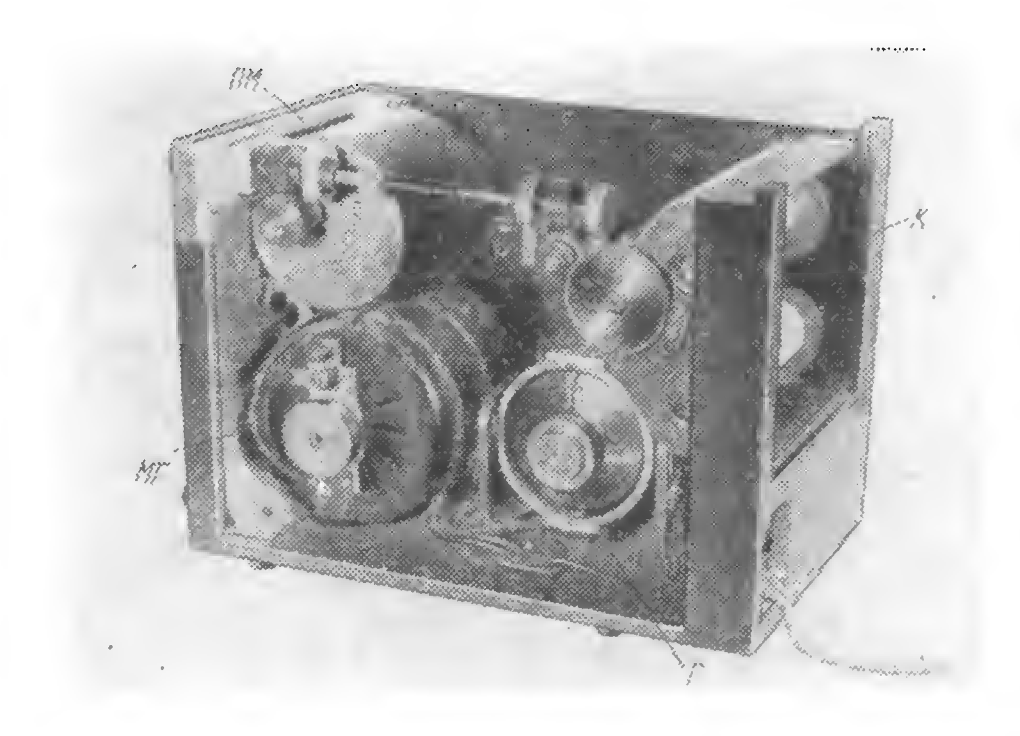


Рис. 136. Конструкция гироскопического самопишущего прибора

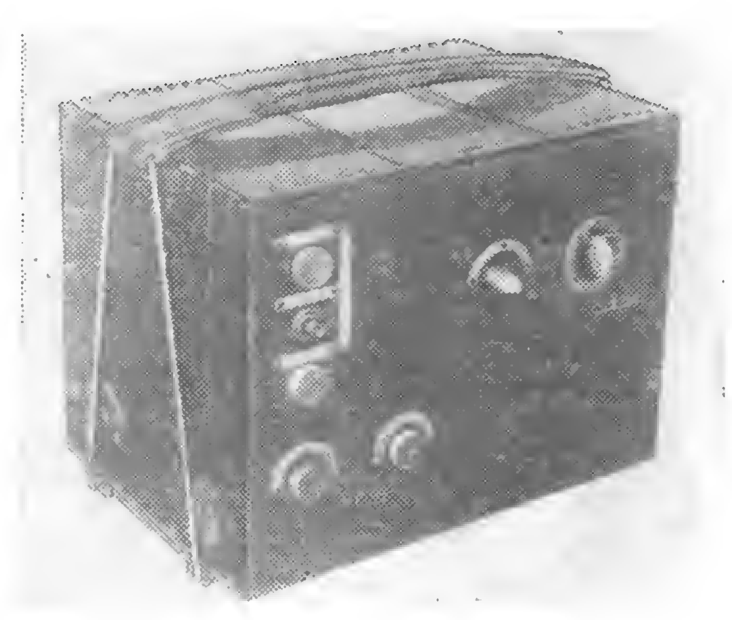


Рис. 137. Общий вид гироскопического самопишущего прибора

колебаний корабля на морской волне. С помощью гироскопических самописцев изучаются качества рессорной подвески автомобиля или коляски мотоцикла. Исследуется работа различных стабилизирующих устройств и обеспечивается проведение многих других аналогичных экспериментов.

§ 50. Использование гироскопического эффекта на охоте, при цирковых и спортивных упражнениях

Люди уже в глубокой древности были знакомы с удивительными свойствами быстро вращающихся тел и с давних времен использовали их в своих практических целях. Известно, что народы Индии, Египта, Австралии и др. пользовались бумерангом при охоте на птиц и животных. Он представлял собой изогнутую в виде серпа деревянную пластину (рис. 138), толщина которой достигала 1 *см*, а длина 50 *см*.

При метании бумерангу сообщали не только поступательную скорость v в плоскости, наклонной к горизонту, но и собственное вращение с угловой скоростью Ω. Таким образом, бумеранг превращался в своеобразный волчок, и в процессе полета его ось вра-

щения сохраняла неизменным свое положение в пространстве. Когда энергия, сообщенная при броске, иссякала, бумеранг, продолжая вращаться, начинал под действием силы тяжести падать вниз.

Однако это падение не происходило по вертикальной линии. Вследствие сопротивления воздуха быстро вращающийся бумеранг, сохраняя неизменной ось своего вращения в пространстве, начинал скользить по воздуху, опускаясь вниз по наклонной линии к плоскости горизонта. Так как угол между плоскостью его вращения и горизонтом остается постоянным, бумеранг, не попав в цель

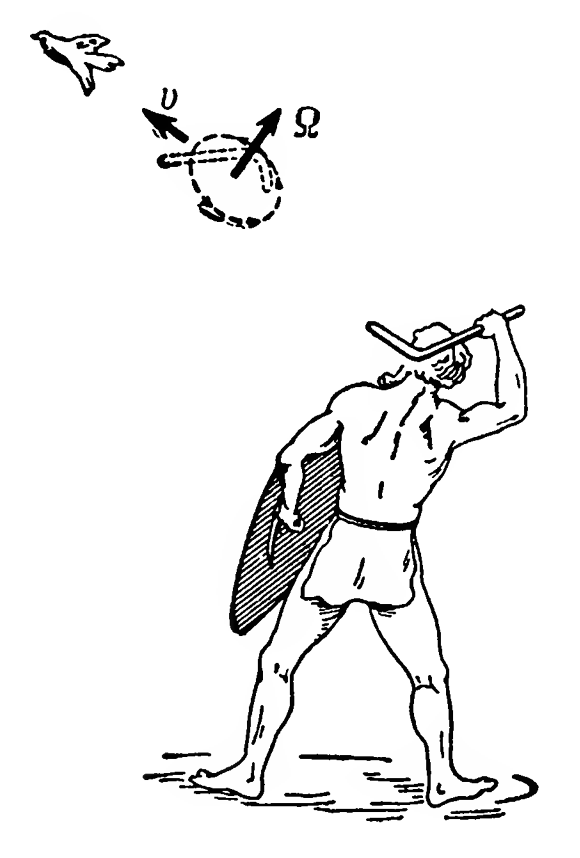


Рис. 138. Схема, объясняющая принцип использования бумеранга на охоте

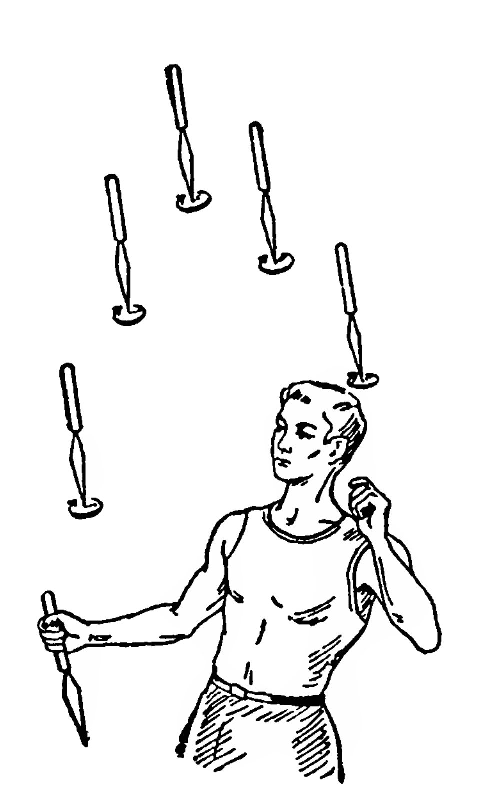


Рис. 139. Жонглирование быстро вращающимися ножами



Рис. 140. Жонглирование быстро вращающимися тарелками

и не встретив на своем пути какого-либо препятствия, неизменно возвращался к охотнику.

Гироскопические свойства быстро вращающихся тел широко используются в самом древнем виде искусства — цирковых упражнениях. Проследите внимательно, например, за работой жонглеров и вы увидите, что они, бросая, например, в воздух целый поток ножей (рис. 139), придают им вращение вокруг продольной оси. Благодаря этому, ножи приобретают стабильность оси своего вращения, что «помогает» артисту выполнять эффектные упражнения.

Та же картина наблюдается при вращении на концах длинных стержней тарелок (рис. 140) или мячей. Жонглер удерживает вращающийся мяч на кончике кинжала, заставляет его путешествовать по туго натянутой веревке и пробегать по лезвию и т. д. Выполнение всех этих движения основано на использовании гироскопического эффекта, который приобретается тем или иным предметом, как только ему сообщат быстрое вращение.

Гироскопические свойства быстро вращающихся тел используются и при спортивных играх и упражнениях. Так, например

для того, чтобы баскетбольный или волейбольный мяч двигался строго в желаемом направлении, ему сообщают вращение вокруг соответствующей оси. Дискоболы, метая диск, также придают последнему вращение вокруг оси его симметрии, благодаря чему диск в течение всего времени полета сохраняет плоскость своего вращения неизменно под одним и тем же углом к горизонту, уменьшая вредное влияние сил сопротивления и увеличивая тем самым дальность полета.

§ 51. Гироскопические игрушки

Среди детских игрушек есть такие, в которых используется гироскопический эффект, например волчок (рис. 141). Если рукояткой P такого волчка, снабженной ходовым винтом, произвести несколько вертикальных возвратно-поступательных движений вдоль оси AA_1, волчок, в теле которого неподвижно закреплена ходовая гайка, будет приведен во вращение вокруг этой оси AA_1.

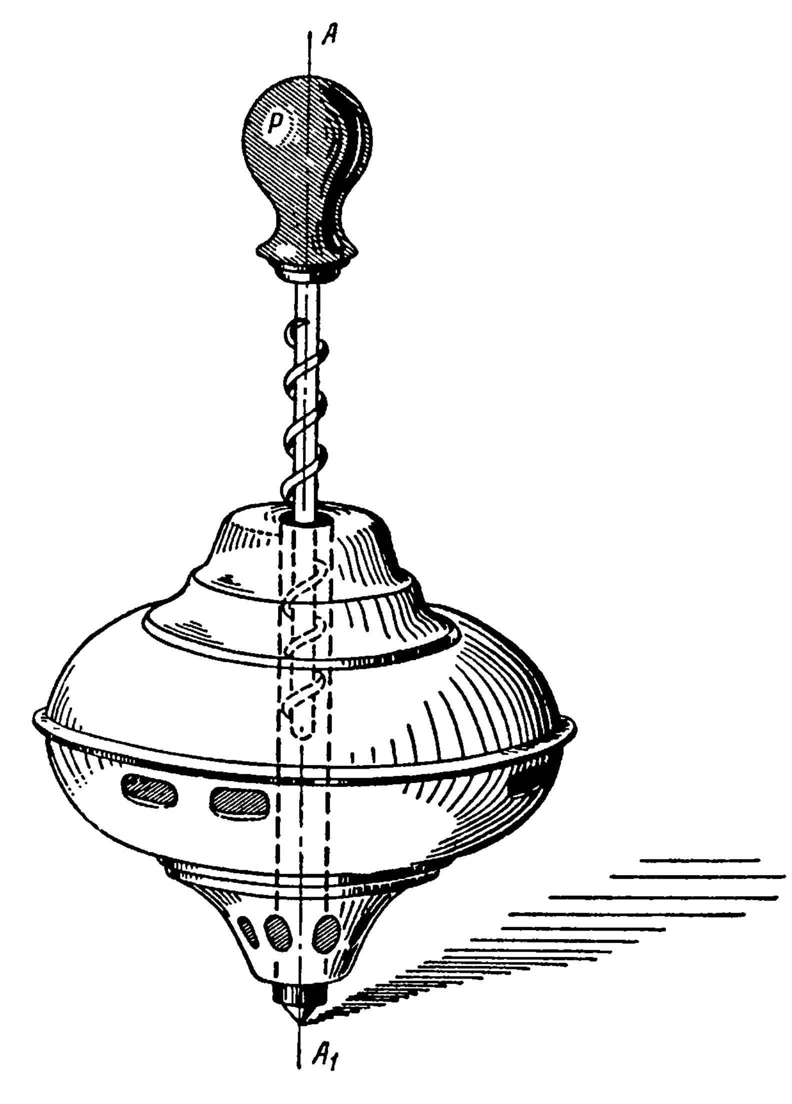


Рис. 141. Игрушечный волчок

Кроме волчков, можно встретить и более оригинальные гироскопические игрушки. Одна из таких состоит из коромысла N (рис. 142), опирающегося заостренным концом соединенного с ним штифта F на подставку K. На более длинном конце коромысла N закреплена модель самолетика, а на коротком смонтирован ротор P, который с помощью бечевки может быть приведен во вращение вокруг продольной оси AA_1 коромысла N.

Вес длинного плеча коромысла N больше короткого, вследствие чего его центр тяжести не совпадает с точкой опоры O коромысла N на основании K. Вес G коромысла, совмещенный с его центром тяжести, удаленном от точки подвеса O на расстоянии l, создает относительно последней момент Gl.

Если привести ротор P во вращение вокруг оси AA_1 с угловой скоростью Ω и тем самым сообщить ему кинетический момент $J\Omega$, то под воздействием момента Gl волчок начнет сразу же прецессировать вокруг оси CC_1, стремясь совместить вектор кинетического момента $J\Omega$ с вектором внешнего момента Gl (см. § 11). Вместе с ротором P вокруг оси CC_1 будет поворачиваться и коромысло N, а следовательно, и модель самолетика, создавая тем самым полное впечатление о полете последней вокруг оси CC_1.

В таких гироскопических игрушках, как танцор на канате (рис. 143) или однорельсовый вагончик (рис. 144), основной частью является приводимый во вращение вокруг своей продольной оси ротор, масса которого и стабилизирует указанные игрушки на на-

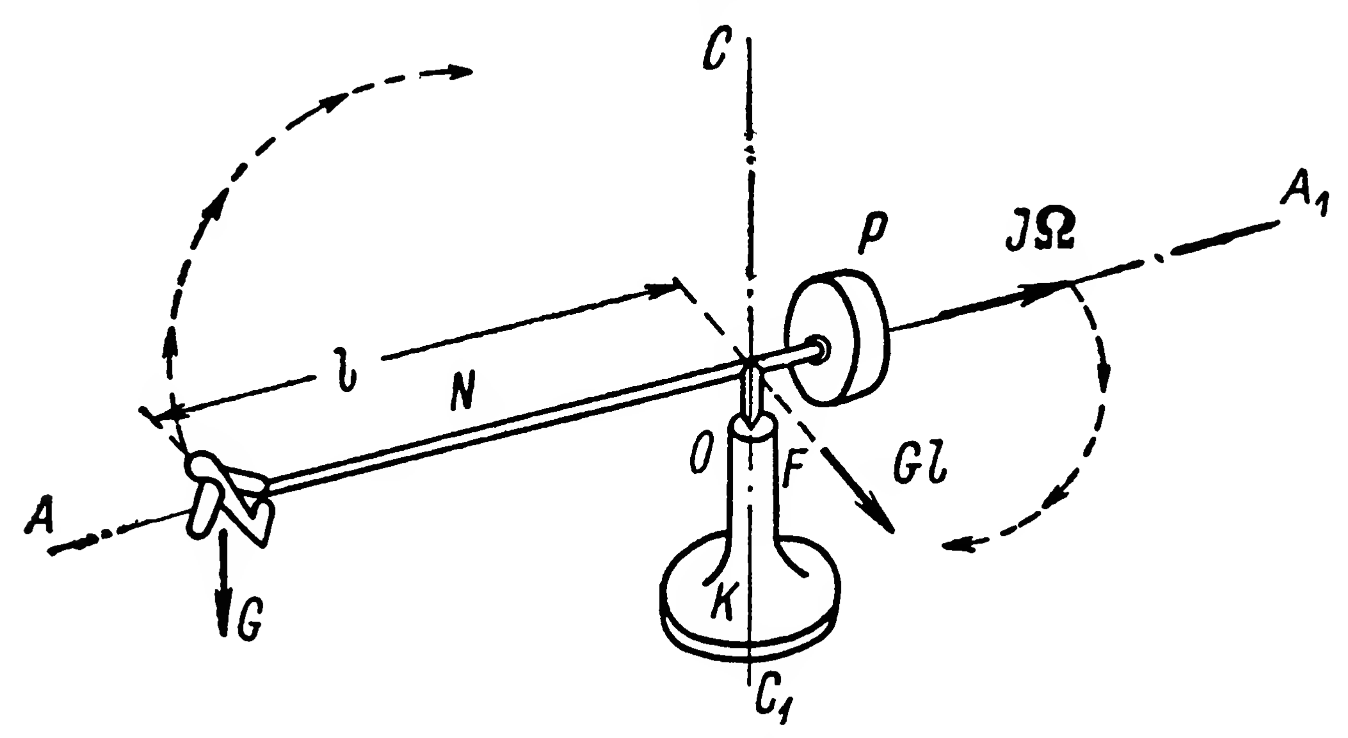


Рис. 142. Схема гироскопической игрушки — летающего самолета

тянутой бечевке. И танцор и вагончик, пока вращается их ротор, перемещаются по бечевке, не падая вниз.

Проявление гироскопического эффекта используется, например, в древнейшей грузинской игре полисудри. Полисудри представляет собой деревянный диск (рис. 145, *а*), выполненный заодно с валом, на который наматывается шелковый шнурок длиной около 1,5 *м*. Держа свободный конец шнурка в руке, опускают полисудри

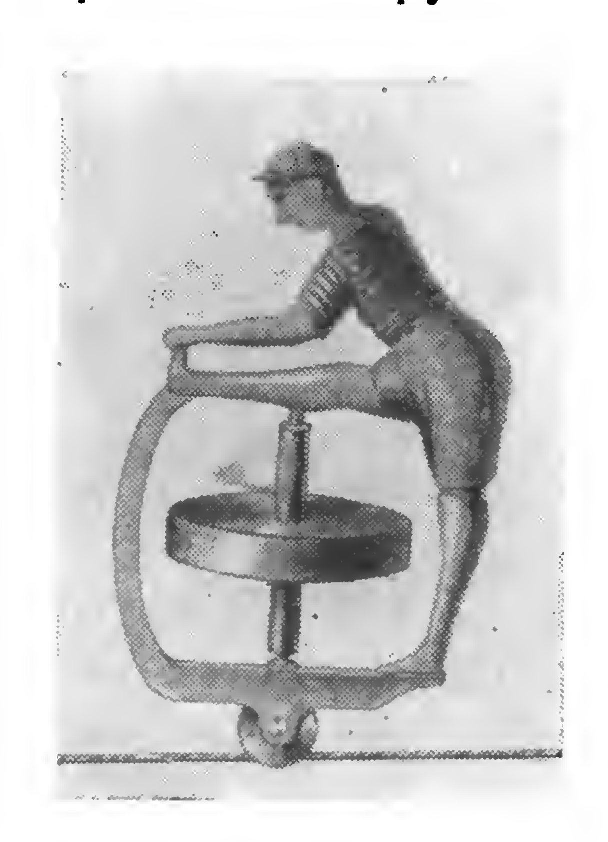


Рис. 143. Гироскопическая игрушка — танцор на канате

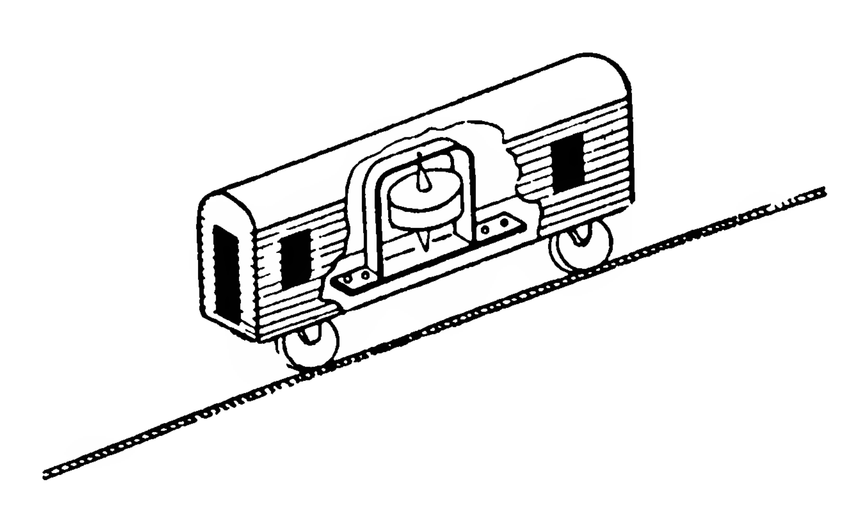


Рис. 144. Схема гироскопической игрушки — однорельсового вагончика

вниз. Разматывая шнурок, диск полисудри начинает вращаться вокруг своей оси с большой угловой скоростью (рис. 145, *б*). Именно поэтому к моменту, когда шнурок будет полностью раскручен, и диск опустится до конца вниз (рис. 145, *в*), вращение последнего

не прекратится. Стабилизируя ось своего вращения, диск полисудри (как и обычный волчок), двигаясь по инерции, начнет наматывать шнурок на вал (рис. 145, *г*). Небольшое движение рукой помогает диску подыматься по шнурку вверх (рис. 145, *д*).

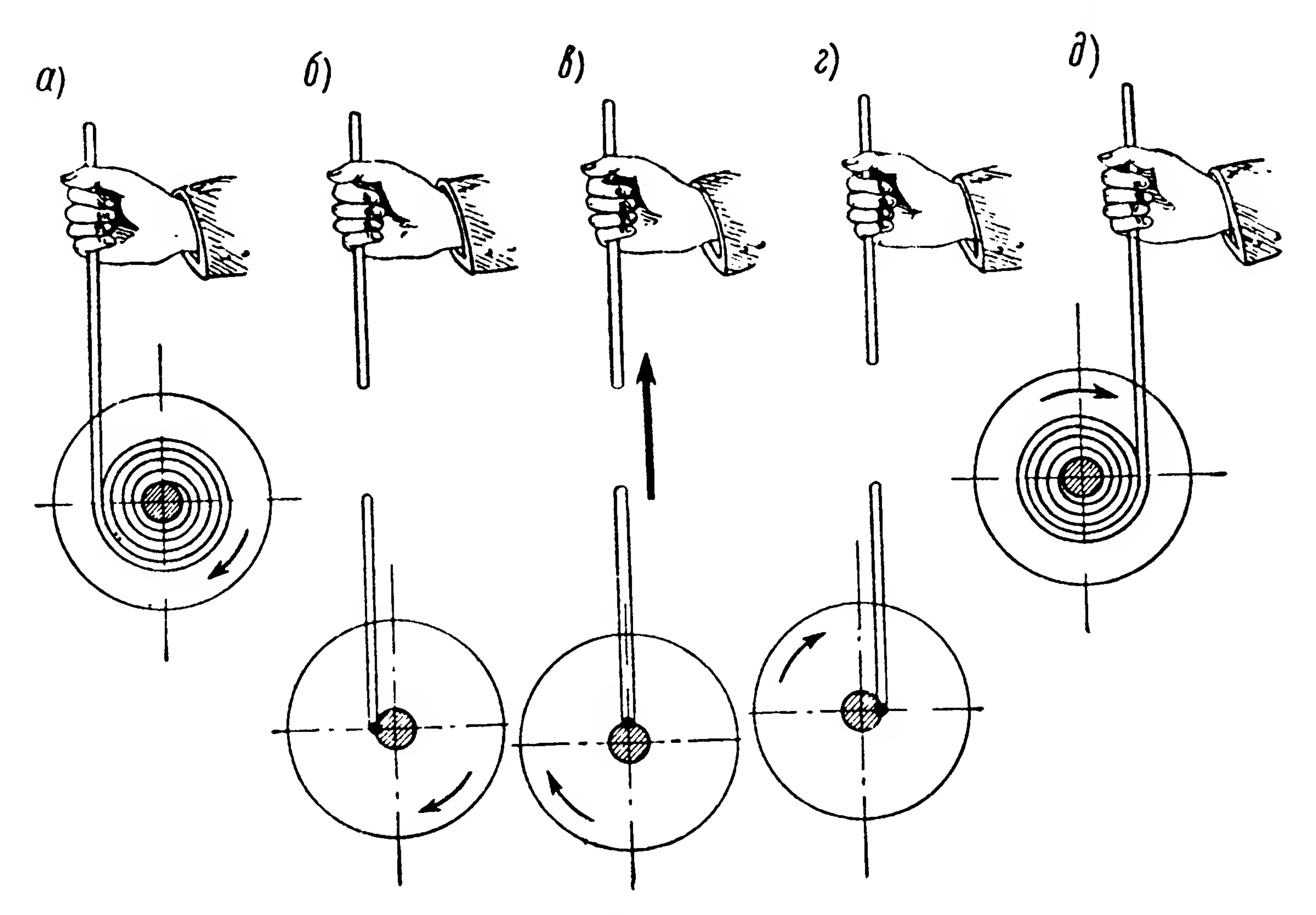


Рис. 145. Схема грузинской игры полисудри

Когда на диск полисудри накрутится весь шнурок, и диск достигнет руки играющего, его опять бросают вниз. Цикл движения повторяется вновь, но уже в обратном направлении.

§ 52. О перспективах дальнейшего изучения и использования гироскопического эффекта

Итак, гироскопический эффект имеет большое значение в жизни человека. Описанными примерами далеко не ограничиваются его проявления в окружающей нас природе и в используемых машинах-орудиях.

Гироскопический эффект наблюдается, например, при электродинамическом воздействии электрического тока и магнитного поля, широко используемом в электрических машинах.

Кроме того, гироскоп применяется при регулировании угловых скоростей вращения гидравлических турбин и электрических машин. Гироскопический эффект используется в некоторых гидравлических насосах, в приборах для контроля углов наклона плоскостей дорожного полотна автострад и железных дорог на их криволинейных участках, в устройствах для определения направления течения рек в любых точках их поперечного сечения и т. д. Гироско-

пический эффект проявляется также и у элементарных частиц в атомах вещества.

Чем яснее естествоиспытатель представляет себе законы движения гироскопических систем, тем более ясную картину изучаемого явления природы он может составить.

В нашу эпоху — эпоху освоения человеком космоса — использование гироскопических приборов имеет огромное значение. Ориентирование космического корабля в мировом пространстве, определение скоростей и ускорений его движения, вычисление проходимого планетолетом пути и осуществление необходимого маневрирования — для всего этого потребуются гироскопы сверхвысоких точностей, обладающие большим сроком нормальной работы, малыми габаритами и потребляющие незначительную энергию. Таковы перспективы дальнейшего изучения и практического использования гироскопического эффекта.

ЛИТЕРАТУРА

ПОПУЛЯРНЫЕ КНИГИ

Краснов А. И. Волчок и применение его свойств. ГИТТЛ, 1958.

Николаи Е. Л. Гироскоп и некоторые его технические применения. Гостехиздат, 1947.

Перри Дж. Вращающийся волчок. «Северный печатник», Вологда, 1926

Холодняк А. И. Полезный волчок. Военгиз, 1948.

КНИГИ ПО ОБЩЕЙ ТЕОРИИ ГИРОСКОПА И ЕГО ТЕХНИЧЕСКИМ ПРИМЕНЕНИЯМ

Аранов Н., Сигачев Н. Гирорулевые. Гидрографический отдел УМС РККА, Л., 1935.

Блинов И. А., Жерланов А. В., Иконников Д. Н. и др. Электронавигационные приборы. Морской транспорт, 1960.

Богданович М. М., Ильин П. А. Гироскопические приборы и устройства. Судпромгиз, 1961.

Богданович М. М., Мочалин В. С., Ильин П. А. Элементы теории навигационных гироскопических приборов. Морской транспорт, Л., 1956.

Браславский Д. А., Логунов С. С., Пельпор Д. С. Расчет и конструкция авиационных приборов. Оборонгиз, 1954.

Булгаков Б. В. Прикладная теория гироскопов. ГИТТЛ., 1955.

Граммель Р. Гироскоп, его теория и применение, ч. I и II, Изд-во иностр. лит., М., 1952.

Егоров П. Т. Реактивное оружие. Военгиз, 1960, стр. 135.

Жолдак С. А. Технология изготовления малогабаритных гиромоторов. Судпромгиз, 1961.

Иконников Д. Н. Электронавигационные приборы. Гострансиздат, Л., 1936.

Козлов А. С. Теория авиационных гироскопических приборов. Оборонгиз, 1956.

Коой И., Ютенбогарт И. Динамика ракет Оборонгиз, 1950, стр. 212.

Крылов А. Н., Крутков Ю. А. Общая теория гироскопов и некоторых технических их применений. Изд-во АН СССР, 1932.

Кудревич Б. И. Избранные труды. Управление гидрографической службы ВМФ, 1959.

Марисов В. И., Кучеров И. К. Управляемые снаряды. Военгиз, 1959, стр. 146.

Меркин Д. Р. Гироскопические системы. ГИТТЛ, 1956.

Милях А. Н. Электромагнитный гироскопический эффект. Сборник трудов Ин-та электротехники. Изд-во АН УССР, вып. 5, 1950.

Михайлов Д. С., Дорофеев И. Т. Электронавигационные приборы. Водтрансиздат, 1953.

Николаи Е. Л. Гироскоп в кардановом подвесе. ГИТТЛ, 1944.

Николаи Е. Л. Теория гироскопов. Гостехиздат. 1948.

Окунев Б. Н. Свободное движение гироскопа. Гостехиздат, 1951.

Ольман Е. В., Соловьев Я. И., Токарев В. П. Автопилоты. Оборонгиз, 1946.
Павлов В. А. Основы конструирования гироскопических приборов. Оборонгиз, 1946.
Павлов В. А. Авиационные гироскопические приборы, Оборонгиз, 1954.
Петров В. П. Управляемые снаряды и ракеты. ДОСААФ, 1957.
Плащинский Н. К. Курс электронавигационных приборов. Воениздат, 1949.
Проблемы инерциальной навигации. Изд-во иностр. лит., 1961.
Риглей В., Вудбери Р., Говорка Дж. Инерциальная навигация. Изд-во иностр. лит., М., 1958.
Роттенберг Р. В. Гироскопическая стабилизация боевых и транспортных машин. Автобронетанковый журнал, 1939, № 8 и 9.
Роттенберг Р. В., Трабская Е. Е. Экспериментальное исследование успокоения угловых колебаний пассивным гироскопом. Автомобильная промышленность, 1947, № 6.
Рыбалтовский Г. Н., Поникаровский И. Т., Дорофеев И. Т. Основы кораблевождения. Воениздат, 1954.
Скарбаро Д. Гироскоп — теория и применение. Изд-во иностр лит. 1961.
Сломянский Г. А., Прядилов Ю. Н. Поплавковые гироскопы и их применение. Оборонгиз, 1958.
Соловьев Я. И. Гироскопические приборы и автопилоты. Оборонгиз, 1947.
Топельберг Д. Г. Электронавигационные приборы. Морской транспорт, М., 1950.
Ферри Э. С. Прикладная гиродинамика. ОНТИ, 1936.
Хохлов А. Ф. Теория и техническое применение автоматических устройств. Машгиз, 1959.
Чистяков Н. И. Электрические авиационные приборы, Оборонгиз, 1950.
Шиловский П. П. Механика жироскопа. ВСНХ. Проект однорельсовой жироскопической железной дороги Петроград—Гатчина, Петроград, 1922, стр. 96.
Щипанов Г. В. Гироскопические приборы слепого полета. Оборонгиз, 1938.
Bogaert E. W. L'effet gyrostatique et ses aplications. Paris, 1912.
Davidson M. The Gyroscope and its Application. New Jork, 1946.
Duda T. Letecke přistroje. dil I—II. Praha, 1956.
Crabtree H. An elementary treatment of the theory of spinning tops and Gyroscopic Motion. London, 1923.
Martinrssen O. Technischen Anwendung des Kreisels. Handbuch der physikalischen und technischen Mechanik, hrsg. V. Auerbach und W. Hort. Bd. 2, Lprg 1930.
Rawlings A. The theory of the Gyroscopic Compass and its Deviations. New Jork, 1944.
Richardson K. The Gyroscope Applied. London, 1955.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВСЕВОЛОД АЛЕКСАНДРОВИЧ ПАВЛОВ

ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ, ЕГО ПРОЯВЛЕНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЕ

Рецензенты: д-р техн. наук *С. С. Ривкин* и д-р техн наук *Н. В. Бутенин*
Научный редактор *С. А. Понырко*
Редактор *И. Г. Азарова*
Технический редактор *Р. К. Цал* Корректор *М. П. Бушева*

Сдано в набор 18/VIII 1961 г. М-39118 Подписано к печати 20/X 1961 г.
Формат 60×90 1/16. Печ. л. 10,25. Уч.-изд. л 10,2 Изд. № 1042—60. Тираж 5000 экз.
Цена 46 коп. Заказ № 3704
Ленинград, Судпромгиз, ул. Дзержинского, 10.

Типография № 4 УПП Ленсовнархоза. Ленинград, Социалистическая, 14.

Цена 46 коп.

